

DISEÑO CONCEPTUAL Y PRELIMINAR DE UN MOTOR ESTATORREACTOR
DE COMPUSTIÓN SUPERSÓNICA PARA VEHÍCULOS DE PROPULSIÓN
HIPERSÓNICA

IVÁN FELIPE RODRÍGUEZ BARÓN

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES

FACULTAD DE INGENIERÍA

DEPARTAMENTO DE AERONÁUTICA

BOGOTÁ

2013

DISEÑO CONCEPTUAL Y PRELIMINAR DE UN MOTOR ESTATORREACTOR
DE COMPUSTIÓN SUPERSÓNICA PARA VEHÍCULOS DE PROPULSIÓN
HIPERSÓNICA

IVÁN FELIPE RODRÍGUEZ BARÓN

Proyecto de grado para optar al título de ingeniero aeronáutico

Director de proyecto:

Francisco González

Ingeniero Mecánico

Especialista en Propulsión

Cand. Msc. Ciencia desarrollo Sostenible y Medio Ambiente

FUNDACIÓN UNIVERSITARIA LOS LIBERTADORES

FACULTAD DE INGENIERÍA

DEPARTAMENTO DE AERONÁUTICA

BOGOTÁ

2013

DISEÑO CONCEPTUAL Y PRELIMINAR DE UN MOTOR ESTATORREACTOR
DE COMPUSTIÓN SUPERSÓNICA PARA VEHÍCULOS DE PROPULSIÓN
HIPERSÓNICA

Nota de aceptación:

Firma del presidente del jurado

Firma del jurado

Firma del jurado

El ingeniero aeronáutico está golpeando fuertemente la cerrada puerta que conduce al campo de movimiento supersónico.

Theodore von Karman, 1941

AGRADECIMIENTOS

Agradezco a mi familia, quienes siempre han estado a mi lado incondicionalmente.

A Dios y a la vida que me dió la oportunidad de llevar a cabo este proyecto.

A una persona muy especial que ahora no tengo la oportunidad de tener a mi lado pero que siempre estará en mi corazón.

Académicamente agradezco a los ingenieros de La fundación universitaria los libertadores Ing. Francisco Javier González Cruz, Ing. Jonathan Orlando Murcia Piñeros, Ing. Sergio Nicolás pachón Liatón y al Ing. Daniel Fernando Cantor Salamanca.

CONTENIDO

	Pág.
LISTA DE TABLAS	9
LISTA DE FIGURAS	10
LISTA DE ANEXOS	12
GLOSARIO	13
VARIABLES	15
RESUMEN	18
PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA	20
JUSTIFICACIÓN	21
OBJETIVOS	22
INTRODUCCION	23
1. Antecedentes y estado del arte.	26
1.1. Evolución histórica.	26
1.2. Estado del arte.	27
1.3. Principales investigaciones.	30
2. Diseño conceptual.	33
2.1 Parámetros de funcionamiento.	33
2.2 Parámetros de diseño.	35
2.2.1 Organización y etapas de un Scramjet.	38
2.2.2 Ciclo ideal de un Scramjet.	39
3. Selección de combustible.	43
4. Diseño preliminar.	46
4.1. Análisis paramétrico del motor.	46
4.2. Análisis para ondas de choque normales.	52
4.3. Análisis de diseño.	53
4.3.1. Diseño del sistema de compresión y dispositivo de entrada.	54
4.3.2 Diseño del sistema de cámara de combustión.	61

4.3.3. Componentes de expansión.	63
4.3.4. Medidas de desempeño a través de todo el motor.	64
4.4 selección de parámetros de funcionamiento y valores asumidos.	65
4.5 Distribución de los sistemas	68
4.6. Variables calculadas.	70
4.7 Configuración geométrica.	80
4.8. Dimensionamiento del motor.	82
5. Modelación CAD.	92
6. Simulación CFD	95
7. Análisis de resultados	99
Conclusiones.	101
Recomendaciones.	103
Referencias.	

LISTA DE TABLAS

Tabla 1. Principales estudios de motores <i>air-breathing</i> realizados por Instituciones.	30
Tabla 2. Principales desarrollos e investigaciones para motores <i>Scramjet</i> .	31
Tabla 3. Referencia de las estaciones en paralelo con la localización En el motor.	39
Tabla 4. Paralelo de ventajas y desventajas de los combustibles.	43
Tabla 5. Variables de estudio.	66
Tabla 6. Propiedades del aire en función de la altitud geométrica.	66
Tabla 7. Constantes y variables asumidas.	67
Tabla 8. Angulo de onda de choque con respecto al angulo del Borde de ataque.	72
Tabla 9. Cálculos del comportamiento aerotermodinámico del motor.	79
Tabla10. Rendimiento del motor.	78
Tabla 11. Desplazamiento de cada punto de referencia con respecto al Punto de origen.	91
Tabla 12. Párelo de resultados teóricos y resultados computacionales.	99
Tabla 13. Porcentaje de diferencia entre análisis teórico y computacional.	100

LISTA DE FIGURAS

Figura 1. Clasificación de los motores espaciales.	23
Figura 2. Partes y velocidades de flujo de los motores Ramjet y Scramjet.	24
Figura 3. Sistema de enfriamiento del motor SJY61 <i>Scramjet</i> usado en las pruebas del modelo X-51.	28
Figura 4. Trayectoria del segundo vuelo del modelo X-43.	29
Figura 5. Sistemas de propulsión combinados.	33
Figura 6. Vehículo de ciclo combinado basado en turbinas.	34
Figura 7. Esquema de ignición de Scramjet por sistemas de propulsión combinados.	35
Figura 8. Proceso de diseño de una típica turbina a gas de aeronave.	36
Figura 9. Metodología de diseño conceptual y preliminar de motor <i>Scramjet</i> .	37
Figura 10. Designación de las estaciones de referencia de un motor Scramjet.	38
Figura 11. Ciclo ideal de un Scramjet Entalpía v.s Entropía.	40
Figura 12. Ciclo ideal de un Scramjet Presión v.s Volumen.	41
Figura 13. Ciclo ideal de un Scramjet Temperatura v.s Entropía.	41
Figura 14. Procesos de adición y pérdida de calor.	50
Figura 15. volumen de control.	54
Figura 16. Dispositivo de entrada.	55
Figura 17. Interacción de onda de choque con el vehículo.	57
Figura 18. Comportamiento aerotermodinámico y geométrico de la onda de Choque oblicua.	57
Figura 19. Dispositivo aislador.	61
Figura 20. Cámara de combustión a presión constante y área variable.	62
Figura 21. Distribución de sistemas y dispositivos básicos del motor <i>Scramjet</i> .	68
Figura 22. Dispositivo de Entrada.	68

Figura 23. Dispositivo Aislador.	69
Figura 24. Sistema de Combustión –Cámara de Combustión.	69
Figura 25. Inyectores de Combustible.	70
Figura 26. Sistema de Expansión –Tobera.	70
Figura 27. Geometría del Dispositivo de Entrada.	80
Figura 28. Geometría del Aislador.	81
Figura 29. Geometría de la Cámara de Combustión.	81
Figura 30. Dimensionamiento de Motor Scramjet.	82
Figura 31. Altura y posición axial del dispositivo de entrada.	84
Figura 32. Posición axial y ángulo de ataque del dispositivo aislador.	84
Figura 33. Relación de triángulos entre el aislador y la entrada de la cámara de Combustión.	85
Figura 34. Dimensionamiento y posición de la cámara de combustión.	87
Figura 35. Dimensionamiento y ángulo de expansión en el dispositivo De salida.	88
Figura 36. Representación de cada punto de referencia con respecto al Punto de origen.	91
Figura 37. Diseño 3-D del vehículo Scramjet.	92
Figura 38. Vista ISO modelo Scramjet.	92
Figura39. Desplazamiento axial de los puntos de referencia.	93
Figura 40. Altura de los puntos de referencia.	93
Figura 41. Ancho del motor.	94
Figura 42. Desplazamiento de cada punto de referencia con respecto al origen.	94
Figura43. Presión estática- Pascal (Pa).	95
Figura44. Magnitud de velocidad - (m/s)	96
Figura45. Mach.	96
Figura46. Temperatura estática – Kelvin (K)	97

Figura47. Densidad - (kg/m ³)	97
Figura48. Esquema vectorial del flujo.	98

GLOSARIO

Airbreathing: motor de propulsión de aire aspirado.

Aislador: dispositivo de entrada encargado de la compresión interna del flujo.

CAD: acrónimo de Computational Assist Design que traduce Diseño asistido por computadora

Cámara de combustión: dispositivo encargado de la combustión de la mezcla aire combustible.

CCE: Comisión Colombiana del Espacio.

CFD: Acrónimo de Computational Fluid Dynamics que traduce Fluidos Dinámicos Computacionales.

CITA: centro de Investigaciones Tecnológicas Aeroespaciales.

Combustión supersónica: combustión en velocidades mayores a Mach 1.

Dispositivo de entrada: encargado de la ingestión y compresión del aire.

Dispositivo de salida: dispositivo encargado de la expansión de los gases de salida del motor.

Dual Mode Ramjet: sistema de propulsión Ramjet/Scramjet donde funcionan alternadamente dependiendo del régimen de velocidades de operación.

Estatorreactor: motor de reacción sin partes móviles.

FAA: Acrónimo de Federal Aviation Administration que traducido de ingles significa Administración federal de aviación.

FAC: Acrónimo de Fuerza Aérea Colombiana.

FAR: Acrónimo de Federal Aviation Regulations que traducido de ingles significa Regulación Federal de aviación.

IEAVs: Acrónimo de instituto de estudos Avançados que traducido del português significa Instituto de estudos avanzados, desarrollador actual del vehículo de vuelo hipersónico 14-X .

Motor cohete: conjunto de dispositivos que conforman un sistema de propulsión, genera empuje mediante la expulsión de gases que provienen de la Cámara de combustión.

NASA: National Aeronautics and Space administration, que traducido de ingles significa administración Nacional Aeronáutica y del Espacio.

NASP program: National Aerospace Plane, traducido de inglés significa programa nacional de Plano Aeroespacial.

Onda de choque normal: onda de choque unidimensional

Onda de choque oblicua: onda de choque bidimensional que tiene lugar en cuerpos con forma de cuña.

Ramjet: motor jet aerorreactor.

RBCC: Rocket Based Combine Cycle, que traducido de ingles significa Ciclo combinado Basado en Motor Cohete, el cual consiste en proporcionar la aceleración inicial por medio de un motor cohete.

Scramjet: acrónimo de Supersonic Combustión Ramjet que traducido de ingles significa Ramjet de combustión supersónica.

SSTO: Single Stage to Orbit, que traducido de ingles significa única etapa para orbitar, consiste en vehículos con una sola etapa para alcanzar la órbita.

TBCC: Turbine Based Combine Cycle, que traducido de ingles significa Ciclo combinado Basado en Turbina, el cual consiste en proporcionar la aceleración inicial por medio de vehículos propulsados por turbinas.

TSTO: Two stage to Orbit, que traducido de ingles significa dos etapas para orbitar, consiste en vehículos con dos etapas para alcanzar la órbita.

Velocidad hipersónica: es definida como velocidad mucho mayor a la velocidad del sonido $M \gg 1$, algunos autores la consideran a partir de Mach 3.5 y otros a partir de Mach 5.

Velocidad supersónica: la velocidad en régimen supersónico tiene como mínimo Mach >1 , teóricamente desde Mach 1.1, y generalmente considerada hasta Mach 3.

X-14: aeronave aeroespacial de tecnología waverider y scramjet.

X-43A: aeronave aeroespacial de tecnología scramjet.

X-51: aeronave aeroespacial de tecnología waverider e scramjet.

VARIABLES

ϕ : Variación entre la relación de la tasa estequiométrica de aire-combustible y la tasa de aire-combustible.

$\vartheta(M)$ = Función Prandtl-Meyer.

ρ : Densidad de entrada

θ : Ángulo del borde de ataque.

δ : Ángulo de deflexión (negativo) de expansión.

β : Ángulo de deflexión de la onda de choque.

v : Volumen

u : Velocidad del flujo.

r : Tasa de calor específico

q : Adición de energía

m : Masa

f : Razón combustible aire.

e : Energía interna

a = velocidad del sonido

V : Velocidad axial.

S : Consumo específico de combustible.

R : Constante de los gases ideales

P : Presión.

A : Área de la sección del dispositivo.

φ : tasa de la temperatura de entrada de la combustión y de la temperatura del flujo libre.

γ_e : tasa de calor específico para la expansión.

γ_c : tasa de calor específico para la compresión.

γ_b : tasa de calor específico combustión.

γ : tasa de calor específico.

TI: temperatura de ignición.

T: Temperatura

s: de entropía.

M= Número Mach

l: aumento de altura a la salida de la cámara de combustión.

h : Entalpía.

F : empuje producido por motor.

d: longitud de la cámara de combustión.

b: Base – ancho del motor

η_{th} : Eficiencia térmica.

η_p : Eficiencia propulsiva

η_c : Eficiencia de compresión adiabática.

η_b : Eficiencia de combustión.

η_{KE} : Eficiencia de energía cinética

η_0 : Eficiencia total.

η_e : Eficiencia de combustión.

f_{st} : Tasa estequiométrica aire-combustible

I_{sp} : Impulso específico.

$\frac{F}{\dot{m}}$: Empuje específico.

C_v : Calor específico a volumen constante

C_p : Calor específico a presión constante

$C_f \frac{A_w}{A_3}$: Coeficiente de Drag efectivo de quemador.

X_n : Distancia sobre el eje "X" del punto de referencia.

h_n : Altura en el punto de referencia.

h_{PR} : Calor de reacción

A_n : Área del Punto de referencia.

\dot{m}_f : Flujo másico de combustible.

\dot{m} : Flujo másico de aire.

$\frac{V_{fx}}{V_2}$ = Tasa de inyección de combustible axial en la velocidad en este punto.

$\frac{V_f}{V_2}$ = Tasa de inyección de combustible total en la velocidad en este punto.

Subscritos

e: entrada del flujo.

s: salida Del flujo.

0: punto de referencia del flujo libre no perturbado.

1: punto de referencia del flujo en la entrada del aislador.

2: punto de referencia del flujo en la entrada de la cámara de combustión.

3: punto de referencia del flujo en la salida de la cámara de combustión.

4: punto de referencia del flujo de expansión interna.

5: punto de referencia del flujo de expansión externa.

RESUMEN

En el presente trabajo se desarrolla una revisión histórica de motores estatorreactores de combustión supersónica, los cuales son denominados *SCRAMJET* por sus siglas en inglés *Supersonic Combustion Ramjet*, un estado del arte de los avances más significativos en esta nueva tecnología, con el fin de identificar los alcances y ventajas que estos tienen en la industria aeroespacial. Una revisión teórica es hecha para determinar los parámetros de diseño de un motor *Scramjet* de ignición a velocidad mayor de 5 Mach y una altitud aproximada de 95.000 ft (28,956 km), se realiza un análisis de selección para el combustible a utilizar con las características determinadas. Posteriormente se diseña analíticamente los componentes básicos de un motor *Scramjet* implementando un sistema de combustión supersónico, distribuido en tres sistemas principales: dispositivo de entrada, cámara de combustión y dispositivo de salida, cuentan con un principio básico de funcionamiento el cual consiste en no utilizar piezas móviles en su ciclo y su geometría interna es comparada con la de un ducto vacío el cual solo es atravesado por aire mezclado con combustible, manteniendo el flujo a velocidades supersónicas a través de todo el proceso de combustión (de ahí su nombre) y finalmente proporciona velocidades hipersónicas al respectivo vehículo propulsado. Para lograr la ignición de la mezcla aire-combustible es necesario que la velocidad del flujo en el dispositivo de entrada sea mayor a 5 Mach y se mantenga supersónico en la cámara de combustión, para finalmente ser expulsado y teóricamente puede alcanzar velocidades hipersónicas teóricamente entre 12 Mach y 24 Mach.¹

Debido al poco conocimiento y difícil acceso a la información científica de estos motores en Colombia, el objetivo de este proyecto de investigación es describir de manera conceptual y preliminar los parámetros de diseño, configuración geométrica, distribución de los sistemas y la selección de combustible de acuerdo a las necesidades del motor, en este caso un motor *Scramjet puro* con ignición a una velocidad mayor a 5 Mach. Finalmente simular el funcionamiento del motor en un programa computacional de fluidos dinámicos denominado CFD por sus siglas en inglés de *computational Fluid Dynamic*.

Palabras clave:

Aerorreactor, Ignición, Mach, Scramjet, Tobera.

¹ (El-Sayed, 2008)p31

ABSTARAC

This paper develops a historic revision of *Supersonic Combustion Ramjet* engines, which are called *Scramjet*, a state of art of the most significant advances in this new technology, in order to identify the achievements and advantages, that they have in the aerospace industry. A theoretical review is made to determine design parameters of a scramjet engine with ignition at higher speed Mach 5 and altitude of 95,000 ft (28,956 km), is realized an analysis of the fuel selection for use with determine characteristics. Subsequently is designed analytically the basic components of a Scramjet engine implementing a supersonic combustion system, this engine are distributed in three principal devices intake, combustion chamber and nozzle. He has a basic principle of operation that is free of moving parts in his basic cycle and the internal geometry can be compared with a empty duct that is crossed for air mixed with-fuel, by maintaining the flow at supersonic speeds through the entire combustion process (hence its name) and finally the Scramjet engine provide the hypersonic velocity to respective boosted vehicle. to achieve the ignition of the mixture air-fuel is necessary flow at speeds higher than 5 Mach in the intake and remain supersonic in the combustion chamber, finally the flow is expelled theoretically can be achieve hypersonic velocities between 12 Mach and 24 Mach.

Due the poor knowledge and hard access to the scientific information about these engines in Colombia, the goal of these investigation project is describe conceptually and preliminary the design parameters, geometric configuration, systems distribution and select the fuel according to the engine needs, specifically pure *Scramjet* engine with ignition higher at 5 Mach . Finally simulate the scramjet operation in *computational fluid dynamics* or *CFD*.

Keywords: Ignition, Mach, Nozzle, Ramjet, Scramjet.

PLANTEAMIENTO DEL PROBLEMA

En Colombia las investigaciones sobre tecnología aeroespacial aunque han sido trabajadas, son muy pocos los avances alcanzados en temas tales como los tipos de propulsión para diversos vehículos, por ejemplo cohetería y aeronaves, ya sean para misiones de reconocimiento, militares o en el futuro con objetivos de transporte civil.

En este caso la propulsión a velocidades hipersónicas, específicamente por parte de motores aerorreactores de combustión supersónica, es un tema que hasta el momento no ha sido explorado nacionalmente, esto significa que en el ámbito tecnológico aeroespacial países como Brasil y Estados Unidos, entre otros con investigaciones y desarrollos de este tipo tienen ventaja frente a la posición tecnológica, investigativa e industrial de Colombia. Estas desventajas crean interiormente la necesidad de involucrarse directamente con el campo de estudio aeroespacial, por otra parte la necesidad de enfocar y aplicar los conocimientos de un estudio profundo de motores aerorreactores analizando sus principales características tales como ventajas y aplicaciones, funcionamiento, componentes y distribución de los sistemas, el tipo de combustible que utiliza y los parámetros de diseño, lleva a formular la pregunta ¿Cuáles deben ser los parámetros de diseño conceptual y preliminar que debe tener un motor estatorreactor de combustión supersónica de acuerdo al desarrollo tecnológico de la nación?

JUSTIFICACIÓN

En Colombia el tema de estudio en el área aeroespacial ya ha sido abordado por parte de algunas instituciones educativas y entidades o centros de investigación como la Fuerza Aérea Colombiana “FAC” en conjunto con el Centro de Investigaciones Tecnológica Aeroespaciales “CITA” y la Comisión Colombiana del Espacio “CCE”, con el propósito de generar un mayor desarrollo tecnológico para el país.

Realizar el diseño conceptual de este motor permite profundizar y tener un estado del arte en aerorreactores de combustión supersónica y conocer sus parámetros de diseño, que incluyen temas de física, termodinámica, aerodinámica entre otros y su comportamiento en condiciones de funcionamiento de dicho componente, que son de manejo y comprensión de ingenieros aeronáuticos y en futuro aportar en el desarrollo de vehículos de propulsión hipersónica, además de impulsar investigaciones en tecnológica aeroespacial en Colombia, y de esta manera explotar su posición geográfica por la cual le corresponde una zona en la órbita geoestacionaria, ventaja que facilita el desarrollo de tecnología aeroespacial.

OBJETIVOS

OBJETIVOS

GENERAL

Diseñar conceptual y preliminarmente un motor estatorreactor de combustión supersónica “*Scramjet*” para vehículos de propulsión hipersónica.

ESPECÍFICOS

- Identificar los parámetros de diseño de un motor estatorreactor de combustión supersónica.
- Determinar la configuración geométrica y las dimensiones de dicho motor que permita establecer la mejor distribución de los principales sistemas de este.
- Seleccionar el tipo de combustible y la relación de mezcla para un motor estatorreactor de combustión supersónica, a partir de análisis termoquímicos y estequiométricos.
- Analizar paramétricamente el motor para obtener Fuerza de empuje y consumo de combustible.
- Realizar un diseño asistido por computadora “CAD” utilizando como herramienta el programa de diseño CATIA, con los valores determinados en la etapa de dimensionamiento y mediante un software de dinámica del fluido por computadora “CFD” simular las condiciones normales de funcionamiento del motor estatorreactor de combustión supersónica.

INTRODUCCIÓN

Para referirnos a los motores *Scramjet* es necesario abordar el principio del motor *Ramjet*, clasificado como aeroespacial en la Figura 1 dentro de los estatorreactores. No utiliza piezas móviles ni mecánicas en su ciclo, la compresión se realiza por medio de la alta presión dinámica del aire y expulsa los gases de la combustión a una alta velocidad produciendo un empuje y una reacción.

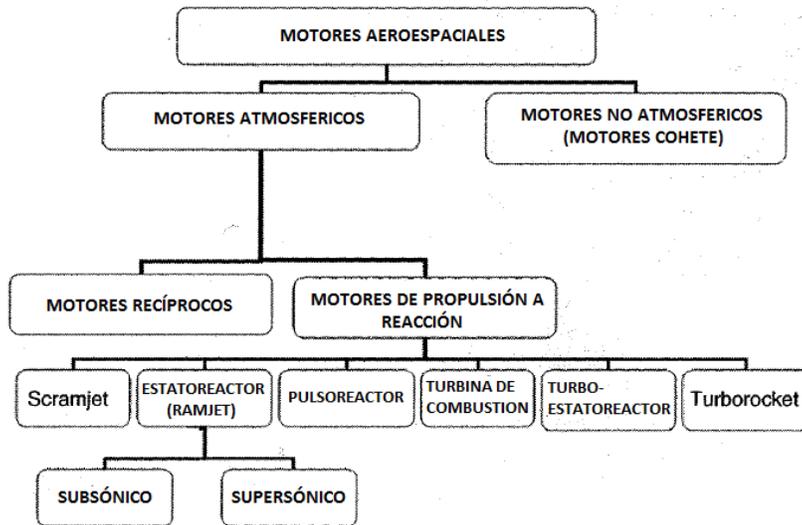


Figura 1. Clasificación de los motores espaciales²

La estructura del motor se divide principalmente en cuatro secciones: Entrada de aire, Difusor, Quemador y Tobera como se ilustra en la Figura 2. Cada sección tiene sus funciones específicas. La entrada de aire (*inlet*) direcciona y comprime el flujo de aire, el difusor (*difuser*) desacelera el flujo antes de ingresar al quemador (*burner*) donde se adiciona el combustible y el régimen del flujo de aire es subsónico, en la parte final del motor se dispone de la tobera (*nozzle*) que expulsa los gases de la combustión a grandes velocidades. En la parte derecha de la figura 2 está el esquema para un motor estatorreactor de combustión supersónica donde el régimen de flujo es supersónico.

² Fuente: El-Sayed, A. F. (2008). *AIRCRAFT PROPULSION and GAS TURBINE ENGINES* (p. 29). Boca Raton: CRC Perss.

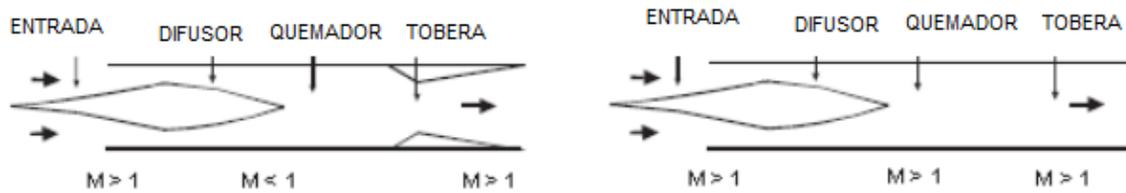


Figura 2. Partes y velocidades de flujo de los motores Ramjet y Scramjet³

La característica principal de estos motores radica en que para un óptimo funcionamiento el flujo de aire debe ser subsónico en la cámara de combustión para poder realizar la quema de los gases, lo que limita su funcionamiento hasta velocidades de *Mach* 5-6 relativamente, cuando su difusor ya no es capaz de frenar la velocidad del flujo.

Las pérdidas que se generan a altos números de *Mach* en los motores de combustión subsónica se solucionan con el desarrollo del *Scramjet* (*Supersonic Combustion Ramjet*), un motor hipersónico de ingestión de aire que igualmente no utiliza piezas móviles, en el que se adiciona aire y combustible para su combustión, y el flujo de aire permanece supersónico a lo largo de todo el proceso de combustión.

Estos motores normalmente pueden utilizar como combustibles hidrocarburos (JP-7, metilciclohexano), hidrógeno líquido o mezclas, debe hacer ignición desde *Mach* 4 y puede alcanzar velocidades teóricamente hasta *Mach* 25.

Actualmente el desarrollo de la tecnología sobre motores aerorreactores de combustión supersónica es limitada a prototipos aun en pruebas y para investigaciones de uso en su mayoría militar, pero grandes compañías adelantan propuestas para el futuro, como Boeing, la compañía aeroespacial líder mundial, que se proyecta a largo plazo abordar el futuro de la propulsión hipersónica y describe significativas ventajas ofrecidas para la aviación comercial y para las futuras misiones al espacio, principalmente por su velocidad que permite alcanzar grandes distancias en muy poco tiempo, aumento de la carga paga y la flexibilidad de costos en las misiones, en comparación con los actuales sistemas de propulsión convencionales,⁴ de la mano de la compañía fabricante de motores Pratt&Whitney.⁵

Hasta el momento estos motores no se encuentran dentro de un rango específico de clasificación ni regulación de forma concreta, debido a que son de uso experimental y su desarrollo está bajo el control de las entidades gubernamentales

³ Segal, C. (2009). *THE SCRAMJET ENGINE: processes and characteristics* (p. 2). Nueva York: Cambridge University Press.

⁴ (BOEING FRONTIERS ONLINE s.f.)

⁵ (PRATT & WHITNEY A United Thecnologies Company s.f.)

de los respectivos países de exploración, de igual manera los alcances y regulaciones son reservados. Hasta el momento su legalidad se basa en los reglamentos que se tengan para el uso del espacio, debido a sus aplicaciones.

En Estados Unidos la Administración Federal de Aviación (FAA por sus siglas en inglés – *Federal Aviation Administration*) por medio de las Regulaciones de Aviación Federal (FAR por sus siglas en inglés – *Federal Aviation Regulations*) establece en el capítulo III, del numeral 400 hasta el numeral 1199 las regulaciones para el comercio del transporte espacial, y en el capítulo V del numeral 1200 hasta el numeral 1299 regula la administración nacional de la aeronáutica y el espacio.⁶

En Colombia, el campo aeroespacial de acuerdo al Manual de Doctrina Básica Aérea y Espacial Fac 3-001 versión 2010 de información reservada, debe ser explotado para apoyar y favorecer la Fuerza Aérea Colombiana quien en este momento fomenta la investigación en ciencias aeroespaciales. Con este propósito La Fuerza aérea de Colombia de la mano del Ministerio de Defensa Nacional, se ha convertido en miembro de la Comisión Colombiana del Espacio (CCE), liderada por la Vicepresidencia de la República; un aspecto fundamental para garantizar el desarrollo y liderazgo del entorno espacial a favor del Control del Espacio Aéreo, función delegada exclusivamente a la institución.”⁷

⁶ (Federal Aviation Administration s.f.)

⁷ (Garzón 2010)

1. ANTECEDENTES Y ESTADO DEL ARTE

1.1 EVOLUCIÓN HISTÓRICA

La historia de la propulsión hipersónica es en esencia el nacimiento y la evolución de los motores aerorreactores llamados así por la ausencia de partes móviles en su interior, también conocidos, por su nombre en inglés, como *Ramjet*.

El primer vuelo de un aeroplano con un motor estatorreactor fue realizado en 1949 por la aeronave *Leduc 010*, llamada así por su creador el ingeniero francés René Leduc pionero en la investigación de aerorreactores. La altura alcanzada por la aeronave fue de 36.090 ft (11.000 m) con una velocidad de 0.85 *Mach*⁸.

Con este primer vuelo creció el interés por nuevos estudios y desarrollos sobre la tecnología de aerorreactores. En las décadas de los años 50 y 60, por parte de diferentes países y centros de investigación surgieron importantes avances que se vieron reflejados en el aumento de velocidad y sus prestaciones. Por ejemplo, la Armada y la Fuerza Aérea de Estados Unidos lograron crear misiles de velocidades crucero de 2 a 3 *Mach* aproximadamente y alturas promedio entre 65.000 ft y 70.000 ft; en Rusia desarrollaron misiles de 3 *Mach* y en Francia un misil experimental de combustible líquido (LFRJ) que logró alcanzar 5 *Mach* y una altura de 82.000 ft en vuelos de prueba. Posteriormente en la década de los 90 Alemania construye un misil anti radiación con guía inteligente y rango extendido (ARMIGER) de defensa antiaéreo de 3 *Mach*⁹.

Al tener en cuenta las ventajas que ofrece esta nueva tecnología en motores, otros países han desarrollado sus propias investigaciones sobre aerorreactores tales como China, Reino Unido, Alemania, Suecia, India, Italia, España, Israel, Suráfrica, Japón, Australia y España. Algunos con alianzas entre ellos con el fin de trabajar y compartir información en conjunto.

Como se puede apreciar en los párrafos anteriores, los diversos desarrollos e innovaciones tecnológicas dados en el campo aeronáutico y aeroespacial, se han enfocado, además de objetivos bélicos, en lograr mayores alcances en cuanto a velocidades; lo cual es una limitación para los motores aerorreactores.

Debido al principio básico de funcionamiento de los aerorreactores que indica que el flujo de aire debe ser llevado hasta velocidades subsónicas mediante la compresión para poder hacer combustión, su velocidad es limitada a un máximo

⁸(Ricco, 2001)

⁹(Ronald 2004)

de 5 *Mach*. De esta manera aparecen como una evolución los motores aerorretores de combustión supersónica o también conocido por su nombre en inglés como *SCRAMJET*, los cuales cambian el diseño, de manera que el flujo de aire no sea limitado a velocidades subsónicas en la cámara de combustión. En este caso la cámara de combustión mantiene el flujo de aire a través de ella a velocidades supersónicas y a lo largo de todo el proceso de combustión.

La investigación de los motores aerorretores de combustión supersónica aún se encuentra en estudio debido a la complejidad y altos costos de las pruebas tanto en tierra como en vuelo; lo cual dificulta avances significativos para lograr un máximo rendimiento.

En las últimas décadas por parte de diversos países e instituciones han sido desarrollados importantes avances tecnológicos en el campo de motores estatorretores, por ejemplo en 1966 Francia inicia un programa de lanzamiento llamado ESOPE, con el objetivo de demostrar el funcionamiento en vuelo de un motor *dual* a 7 *Mach*. Entre 1968 y 1974 la Armada de Los Estados Unidos de América realiza pruebas a un misil que arroja como resultado velocidades de 5,2 a 7,1 *Mach*; y en 1968 la Asociación Noroeste de Programas Espaciales (NASP por sus siglas en inglés) plantea tan solo la propuesta de la operación de un estatorretor de propulsión hipersónica hasta 25 *Mach*. Entre 1973 y 1978 Rusia prueba el vehículo GELA fase I logrando alcanzar *Mach* 3 y en su tercera fase *Mach* 6.¹⁰

Para finales de la década de los 80 y principios de los 90 Japón desarrolla un motor con tecnología de ciclo combinado con un alcance de 6 *Mach* y altura de 100.000 ft llamado ARTREX, entre 1991 y 1995 Francia en conjunto con Rusia reportan pruebas para un motor de combustión supersónica de 5,6 *Mach*, de 1994 a 1999 el laboratorio aeroespacial nacional de Japón fabrica y prueba motores de combustión supersónica de 4 a 6 *Mach*.¹¹

1.2 ESTADO DEL ARTE

Actualmente en el campo del desarrollo del vuelo hipersónico países desarrollados y en vía de desarrollo están adelantando estudios y prácticas, ya obteniendo resultados concretos y reales. El más avanzado hasta el momento es Estados Unidos con sus modelos X-51A y X-43^a, el más moderno y actualizado de las versiones, hizo su vuelo el 26 de mayo del 2010 después de ser elevado a 50.000 ft por el avión *Air Force B-52 Stratofortress* de la Fuerza Aérea de los Estados Unidos de América y acelerado a *Mach* 4,8 por un cohete propulsor para que el motor SJY61 *Scramjet*, desarrollado por la *Prant&WhitneyRocketdyne*, comenzara

¹⁰ (Drummond. J 2002)

¹¹ (Ronald 2004)

su ignición con etileno gaseoso y posteriormente hace transición a combustible JP-7. En este vuelo se probó un sistema de enfriamiento Fig. 3, utilizando el combustible a bajas temperaturas circulando por la estructura del motor antes de ser eyectado en la cámara de combustión¹².

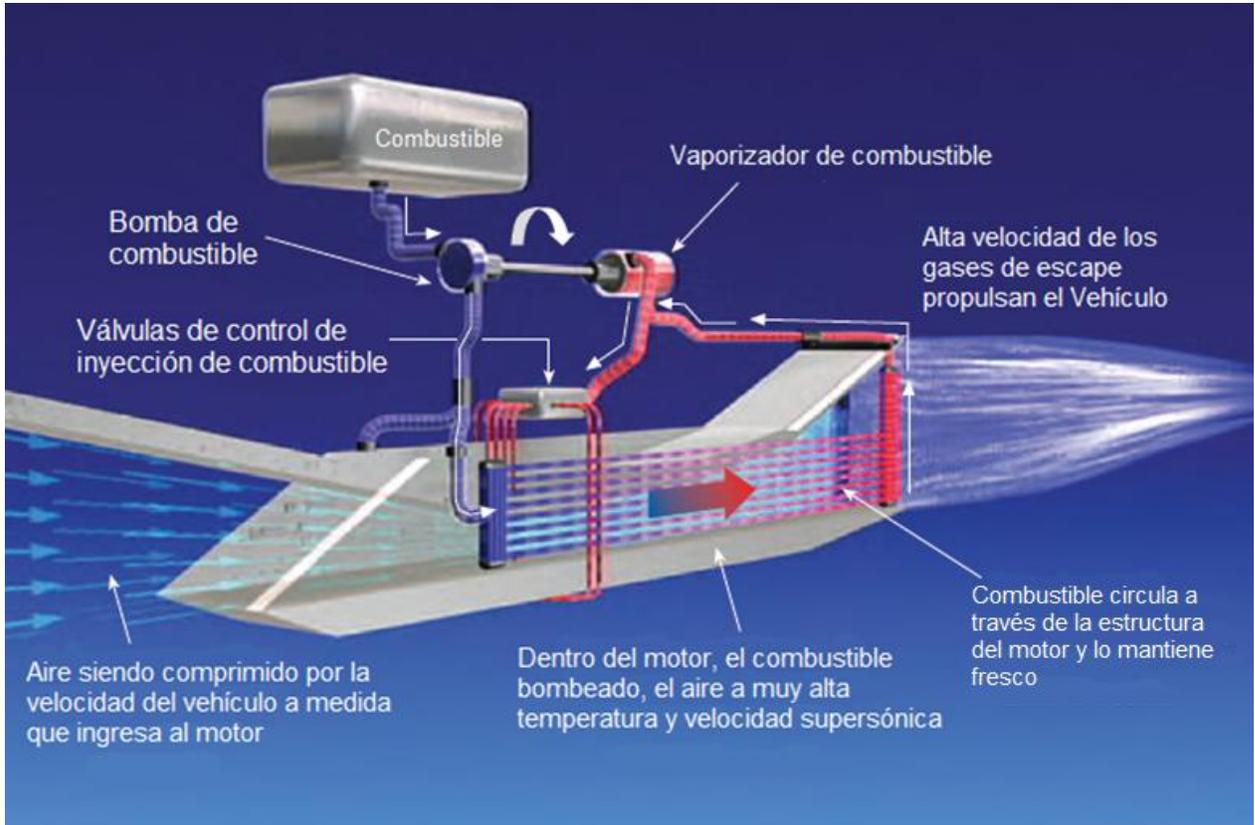


Figura 3. Sistema de enfriamiento del motor SJY61 *Scramjet* usado en las pruebas del modelo X-51¹³

Por otra parte la aeronave X-43A consiguió su mayor logro en su tercer vuelo de pruebas el 13 de noviembre de 2004, (en el primero de sus vuelos el vehículo lanzador falló perdiendo el control y en el segundo alcanzó *Mach* 6,8 a 95.000 ft Fig.4), rompiendo el record de velocidad para una aeronave estratosfera con una velocidad de *Mach* 9,68 a 110.0000 ft utilizando JP-7 como combustible, este también fue remolcado primeramente por el B-52 *Stratofortress* y luego acelerado por un cohete propulsor. Con estos vuelos la NASA termino su, programa *Hyper-X* obteniendo resultados satisfactorios y muchos datos para analizar¹⁴.

En Latinoamérica, Brasil es el único país que adelanta estudios de esta nueva tecnología de propulsión con su 14-X desarrollado por el Instituto de Estudios

¹² (Musielak 2010)

¹³Fuente: X-51A powered by Pratt And Whitney Rocketdyne. (s.f.). Recuperado el 22 de septiembre de 2011, de <http://www.pwrhypersonics.com/>

¹⁴ (Voland, Huebner y McClinton 2001)

Avanzados (IEAv), del Departamento de Ciencia y Tecnología Aeroespacial (DCTA), aeronave proyectada para vuelos de *Mach 10* usando un motor *Scramjet* de 1 m de longitud. En mayo de 2011 el motor fue instalado en el túnel de viento hipersónico T3 para ensayos de aerodinámica y combustión¹⁵.

Además de estas aeronaves países como Francia, Rusia, Japón, Australia, Inglaterra y China (Tabla 1) actualmente se encuentran investigando en diferentes sistemas de propulsión hipersónico por medio de motores *air-breathing* en diferentes configuraciones.



Figura 4. Trayectoria del segundo vuelo del modelo X-43¹⁶

¹⁵ (instituto de estudios avanzados s.f.)

¹⁶ (Volland, Huebner y McClinton 2001)

Tabla 1:

Principales estudios de motores *air-breathing* realizados por instituciones¹⁷.

País	Motor	Institución	Descripción
Australia	<i>Scramjet</i>	Organización de ciencia y tecnología para la defensa Australiana (DSTO), laboratorio de investigaciones de la fuerza aérea (AFRL-USA), NASA	Pruebas de sistemas, componentes y toma de datos por medio de lanzamiento de cohetes
China	<i>Scramjet</i>	Academia China de Ciencias	Estudios del sistema de inyección de combustible, para motor <i>Scramjet</i> a 5.8 <i>Mach</i>
Francia	<i>Dual ModeRamjet</i> (DMR)	MBDA	Vuelos de prueba de una aeronave con transmisión de datos
Inglaterra	Un motor híbrido Air-breathing / cohete	ReactionEngines LTD	motor autónomo y reusable para operaciones de 0-5 <i>Mach</i>
Japón	Motor cohete- <i>Ramjet</i> de ciclo combinado	Agencia Aeroespacial de Exploración Japonesa	Pruebas de flujo a 6 <i>Mach</i> en modo <i>dual modescramjet</i>
Rusia	<i>Scramjet</i>	Programa de Investigación Federal (FRP)	Pruebas de motores para estudios termogasdinámicos a pequeña escala

1.3 PRINCIPALES INVESTIGACIONES

Desde su nacimiento, los motores aerorretores de combustión supersónica, han tenido diversos alcances y combinaciones, tales como modelos dobles de Ramjet y Scramjet, modelos triples de turborreactores, Ramjet y Scramjet, entre otros, pero aunque han contribuido a la evolución de los mismos, es preciso identificar las principales investigaciones y desarrollos de los motores Scramjet. En la tabla 2 son descritos con sus respectivas características, tales como país, programa y centro de investigación, también su velocidad crucero propuesta y sus alcances.

¹⁷ Fuente: Pachon, S. N., & Rodríguez, I. F. (2012). Propulsion Air-Breathing, Scramjet. *Coningenio*, No.6, ISSN 1909-9142.

Tabla No 2. Principales desarrollos e investigaciones para motores *Scramjet*¹⁸

AÑO	PAÍS	PROGRAMA /VEHÍCULO	MOTOR	VELOCIDAD CRUCERO No MACH	ALCANCE
1961-1968	ESTADOS UNIDOS (FUERZA AEREA)	GASL SJ	SJ	3-12	Pruebas de enfriamiento del motor
1962-1977	ESTADOS UNIDOS (ARMADA)	SCRAM	LFSJ	7,5	Pruebas de chorro libre
1965-1967	ESTADOS UNIDOS (FUERZA AEREA)	IFTV	H2/SJ	5-6	Pruebas de componentes
1966-1974	ESTADOS UNIDOS (FUERZA AEREA-NASA)	HRE	H2/SJ	4-7	Pruebas de trayectoria de flujo
1970-1984	ESTADOS UNIDOS (NASA)	AIM	H2/SJ	4-7	Pruebas de enfriamiento de motor
1973-1974	FRANCIA	ESOPE	DSMJ	5-7	Pruebas de componentes
1986-1994	ESTADOS UNIDOS (NASA)	NASP	MCSJ	0-26	PRUEBAS DE CHORRO LIBRE (M7)
1990-1994	REINO UNIDO	HOTOL	SJ	2-8	pruebas de combustión
1991	JAPAN	NKL-KPL Research	SJ	4-12	pruebas de componentes
1992-2000	FRANCIA	CHAMIOS	SJ	6.5	pruebas de componentes
1993	RUSIA	ORYOL/MYKAKS	SJ	0-12	Pruebas de componentes
1995	RUSIA	AJAX	SJ	0-12	concepto
1995	ESTADOS UNIDOS (FUERZA AEREA)	HyTech	SJ	7-10	Pruebas de componentes
1995	ESTADOS	X-43A/HyperX	H2/SJ	7-10	Pruebas de

¹⁸ (S.Fray., 2004)

UNIDOS (NASA)					vuelo
1999	RUSIA	IGLA	SJ	5-14	pruebas de vuelo
1999	INDIA	AVATAR-M	SJ	0-14	Pruebas de componentes
2000	Reino Unido	HOTOL Phase II	SJ	2-8	Pruebas de componentes
2001-2002	AUSTRALIA	HyShot	SJ	7,6	Pruebas de vuelo planeadas
2001	ESTADOS UNIDOS	Gun Launch Technology	SJ		PRUEBAS DE VUELO
2003	ESTADOS UNIDOS	SED	SJ	4,5-7	Pruebas de vuelo planeadas
2003-2015	FRANCIA	LEA	SJ/DCR	4-8	Pruebas de vuelo planeadas
2004	ESTADOS UNIDOS	X-43	SJ	9,6	Pruebas de vuelo real
2005-2011	BRASIL Instituto de Estudios Avanzados	X-14	SJ	10	Pruebas en tierra
2010	ESTADOS UNIDOS	X-51	SJ	4,6	Pruebas de vuelo real
2010	FRANCIA	MBDA-ONERA	SJ	6-7	
2010	JAPON	JAXA	RBCC	6	Pruebas de flujo

2. DISEÑO CONCEPTUAL

2.1 PARÁMETROS DE FUNCIONAMIENTO.

Para definir la misión del proyecto es necesario tomar en cuenta una de las características más importantes de los motores aerorreactores, la velocidad del flujo mayor a 1 Mach a través de todo el proceso de combustión y normalmente mayor a 5 mach en el dispositivo de entrada, para hacer posible la ignición del motor, actualmente no es posible lograr estas velocidades en una sola etapa de despegue del dispositivo, lo que ha llevado a investigar y proponer diversas combinaciones de ciclos que pueden incluir ciclos de motores turbofan o turbojet y sistemas de propulsión de cohetes con la operación del *Scramjet*.

Los sistemas de propulsión combinados, consisten en por lo menos dos sistemas de propulsión de funcionamiento independiente que operan sobre el vehículo, ejemplo combinación de cohetes-aerorreactores, los cohetes proporcionan la aceleración inicial hasta llevar al punto de ignición del aerorreactor, en la Figura 5. Los sistemas de propulsión por ciclos combinados, los cuales consisten en el funcionamiento sinérgico de por lo menos dos tipos de ciclos, ejemplo los motores Ramjet-*Scramjet* denominados modelo aerorreactor de combustión doble, consiste en lograr la aceleración necesaria por parte del ciclo del primer dispositivo para la ignición del siguiente dispositivo y sucesivamente hasta el último ciclo esperado, en este caso llevar a cabo el funcionamiento de los motores aerorreactores de combustión supersónica, también conocidos como turbinas basadas en ciclos combinados (en la figura 5 observamos uno de ellos), y funcionan únicamente para misiones atmosféricas, para misiones transatmosféricas son necesarios los cohetes basados en ciclos combinados, los cuales consisten en un cohete eyector, Ramjet/*Scramjet* y funcionamiento único de modo cohete.¹⁹



Figura 5. Sistemas de propulsión combinados²⁰

¹⁹ (Segal, 2009)

²⁰ (RESEARCH AND TECHNOLOGY ORGANISAION, 2006)

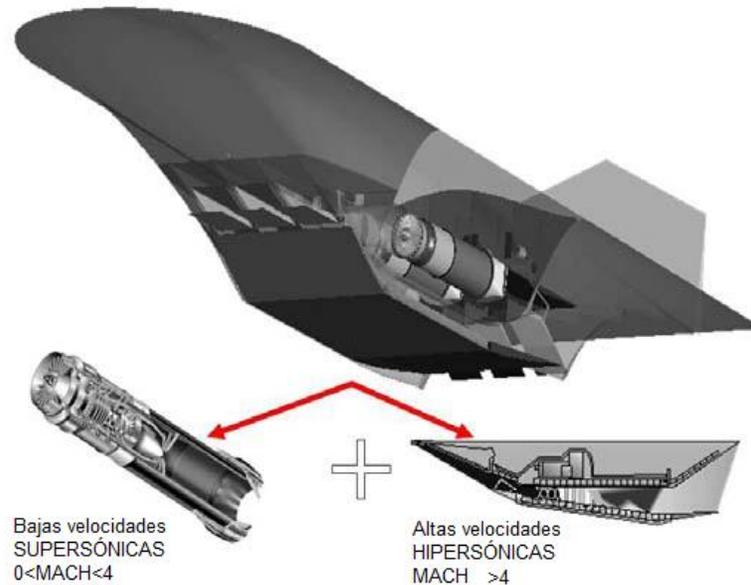


Figura 6. Vehículo de ciclo combinado basado en turbinas.²¹

Por otra parte, es posible utilizar ciclos puros, independiente de la forma por la cual logre la velocidad necesaria para su ignición, en este caso el funcionamiento de un Scramjet puro y su ciclo el cual será explicado en el capítulo 4, debido a que el interés de la investigación es el diseño conceptual y preliminar de un motor Scramjet, el motor Scramjet puro es seleccionado para ser desarrollado a lo largo de la investigación y se propone alcanzar las aceleraciones necesarias para la ignición y altitud promedio de operación mediante un sistema combinado de propulsión.

Como ha sido mencionado anteriormente, los motores de combustión supersónica necesitan un número Mach mínimo para su ignición y dependiendo del combustible, se encuentra entre 4 y 7 mach y de esto depende su configuración geométrica y combustible inyectado en la mezcla con el aire, en diversas investigaciones se han planteado diversas propuestas para disminuir el número de mach necesario para la ignición, pero esto depende en gran parte del avance tecnológico de la nación y el desarrollo accesible a nivel mundial.

En conclusión la misión del proyecto de investigación de acuerdo al desarrollo tecnológico de Colombia y a la accesibilidad del conocimiento científico acerca del tema, la misión de este documento es realizar el diseño conceptual y preliminar de un vehículo de propulsión hipersónica con las siguientes características:

- Motor *Scramjet* puro

²¹ (R., 2008)

- Vehículo de sistemas combinados de propulsión, en este caso la primera etapa llevada a cabo por un vehículo que alcance aproximadamente 95.000ft de altura y una velocidad no menor a 5 Mach.

En la figura 7 es ilustrada la misión del vehículo en forma grafica.

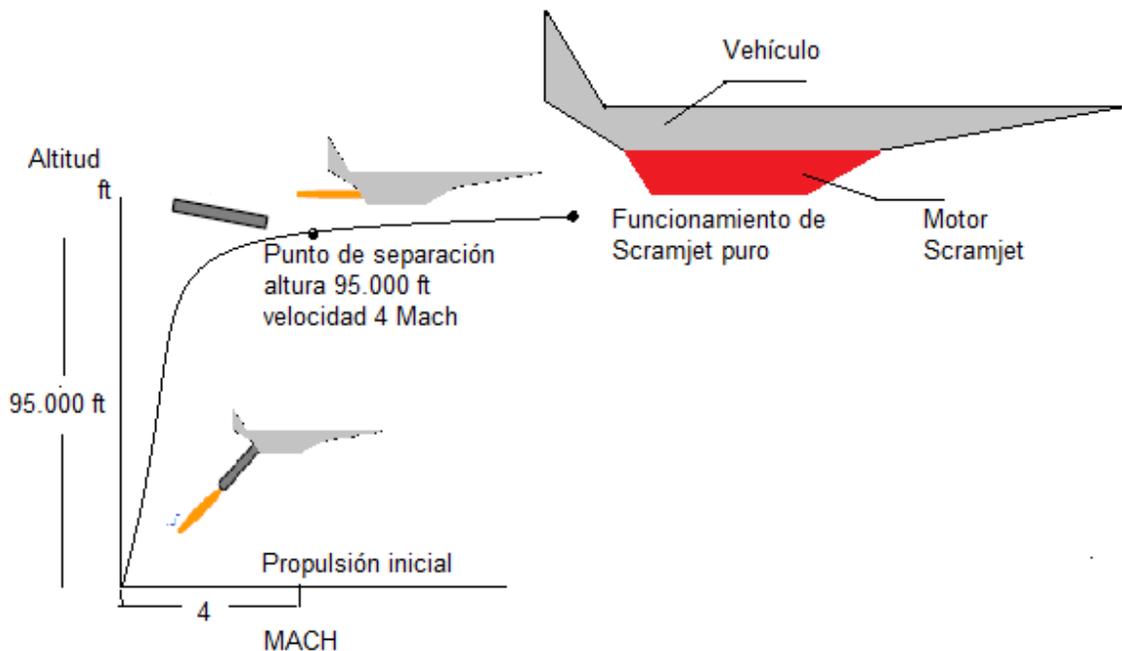


Figura 7. Esquema de ignición de Scramjet por sistemas de propulsión combinados.

La selección del combustible utilizado por el motor, será realizada en el capítulo 3, y la configuración geométrica desarrollada en el capítulo 4 sección 4.5.

El motor es modelado y simulado en los capítulos 5 y 6, respectivamente.

Finalmente las prestaciones y rendimientos del motor son analizados y concluidos de acuerdo al desarrollo del documento en los capítulos 4, 7 y 8.

2.2 PARÁMETROS DE DISEÑO.

Para llevar a cabo el diseño conceptual y preliminar de un motor Scramjet, el documento se ha basado en una metodología de diseño ya establecida por *mattingly* para motores a reacción mostrada en la figura 8, debido a que los

intereses de la investigación son diferentes a una producción del motor, se hacen modificaciones a la metodología, adecuándose a las necesidades del proyecto.

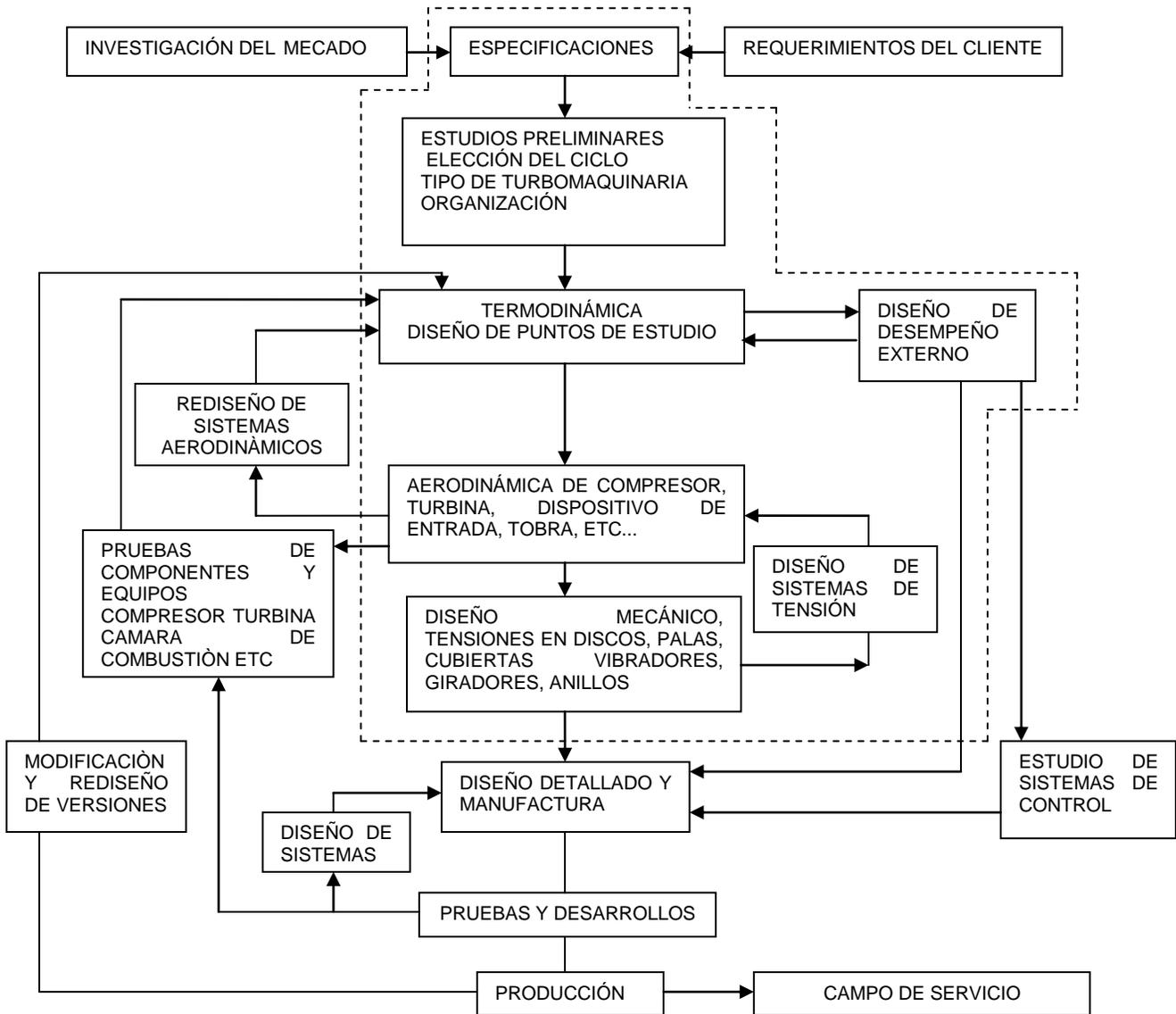


Figura 8. Proceso de diseño de una típica turbina a gas de aeronave²²

La metodología propia del documento es reducida con respecto al anterior esquema, a continuación es ilustrada en la figura 9 y posteriormente es desarrollada paso a paso.

²² (Mattingly, 1996)

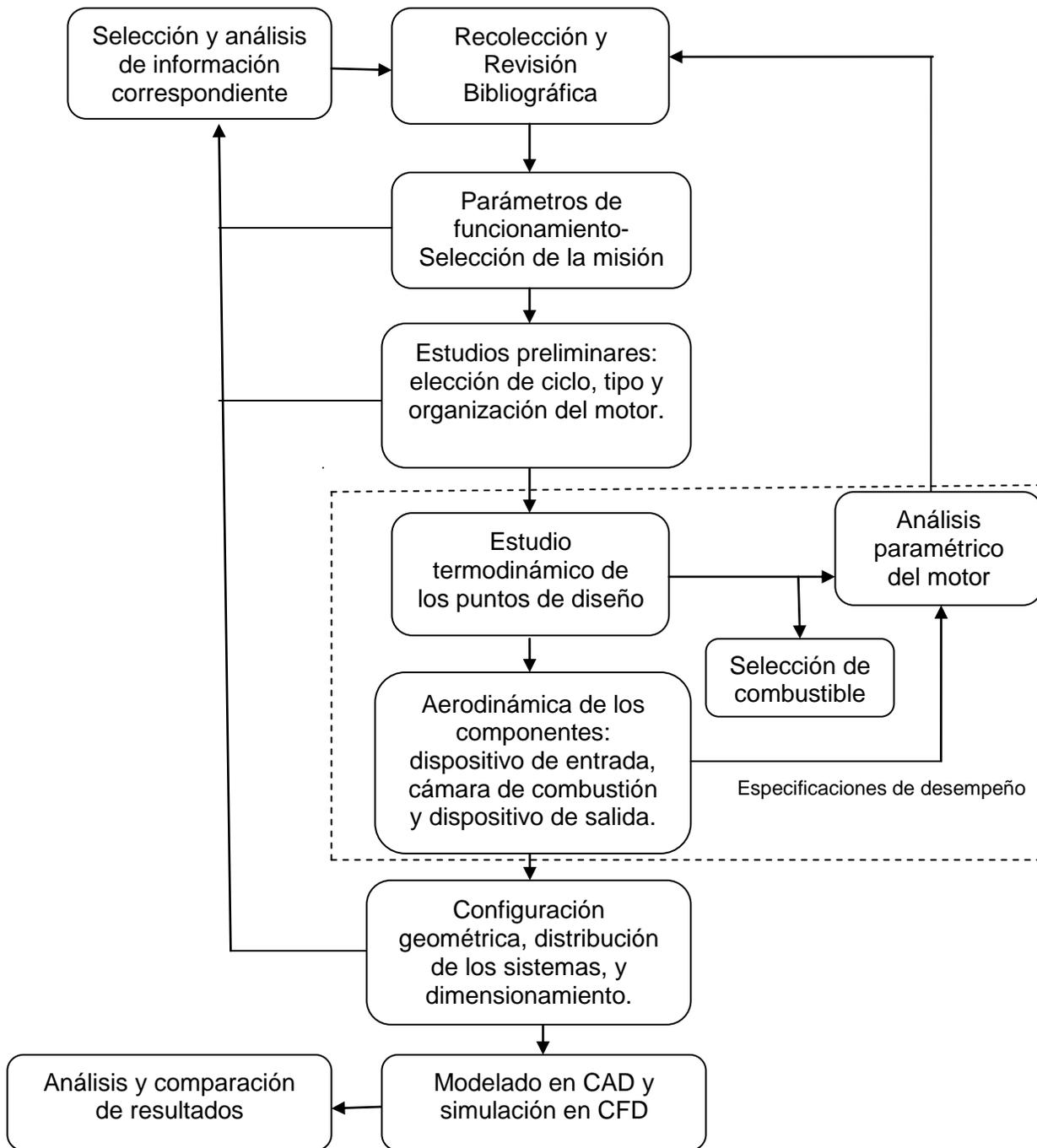


Figura 9. Metodología de diseño conceptual y preliminar de motor *Scramjet*

Como primera medida se encuentra la recolección y análisis de información, que es necesaria para cualquier proyecto de investigación, en este caso sobre tecnología de propulsión hipersónica, seguido de toma de decisiones sobre las especificaciones de acuerdo a la misión y necesidades de cumplimiento del aerorreactor, las cuales fueron especificadas anteriormente en capítulo 2.

A continuación no se elige ningún tipo de turbo-maquinaria, para este motor es inexistente ya que se trata de un aerorreactor y no cuenta con ningún tipo de componentes de turbina en su interior, es especificada la organización y ciclo, en este caso un motor estatorreactor de combustión supersónica observado en la figura 10 con su respectiva organización, con ciclo ideal *Scramjet* puro.

2.2.1 ORGANIZACIÓN Y ETAPAS DE UN SCRAMJET

Un motor Scramjet es dividido en tres componentes principales, el primero de ellos ubicado entre los puntos 0 a 2 denominado dispositivo de entrada, de 2 a 3 se encuentra la cámara de combustión y finalmente de 3 a 5 se puede observar el dispositivo de salida.

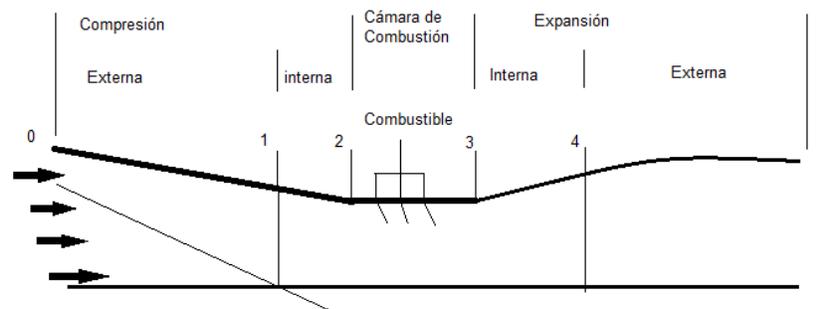


Figura 10. Designación de las estaciones de referencia de un motor Scramjet.²³

En el punto 0 el aire se encuentra en condiciones de flujo libre, a continuación entra en la sección de compresión dividida en dos sub-etapas, compresión externa y compresión interna, ubicadas en los puntos de 0 a 1 y de 1 a 2 respectivamente, posteriormente el fluido se encuentra listo para pasar a la sección de combustión ubicada entre los puntos 2 a 3 donde se hace la inyección de combustible y es combinado con aire, de esta manera se produce la ignición de la mezcla de forma efectiva y sinérgicamente la ignición del motor pasando a la sección de expansión siendo la primera sub-etapa la expansión interna entre los puntos 3 a 4 y la expansión externa entre los puntos 4 a 5, en este punto los gases salen a la atmosfera y se produce el principio físico básico para el funcionamiento de los motores a reacción, denominado fenómeno de acción y reacción²⁴, culminando de esta manera el proceso de funcionamiento del motor. En la tabla 3 se ilustra la estación de referencia de acuerdo a la localización en el motor.

²³ (ROBERTS, 2008)

²⁴ (John D. Anderson, 1990)

Tabla 3. Referencia de las estaciones en paralelo con la localización en el motor.

Estación de Referencia	Localización en el Motor
0	Condiciones de flujo libre o sin disturbios
1	Inicio de compresión externa Fin de compresión externa Inicio de compresión interna
2	Dispositivo de entrada o entrada del aislador Salida del aislador Fin de compresión interna
3	Entrada de cámara de combustión Salida de cámara de combustión Inicio de expansión interna Entrada de la tobera
4	Fin de expansión interna Salida de la tobera Inicio de expansión externa
5	Fin de expansión externa

2.2.2 CICLO IDEAL DE UN SCRAMJET

El ciclo ideal de un motor *Scramjet* pertenece a la familia de los ciclos Brayton, el cual consiste en dos procesos adiabáticos y dos procesos a presión constante, a continuación es ilustrado el ciclo en la figura 9 por medio de un diagrama de entropía en términos de entalpía específica y entropía específica denominados “h” y “s” respectivamente. Se asume que el aire mantiene su composición original a través de su trayectoria en el motor y el proceso de combustión es reemplazado por adición de calor, la adición de masa por parte del combustible es demasiado pequeña de esta forma puede ser despreciada y no interfiere en el análisis del ciclo.

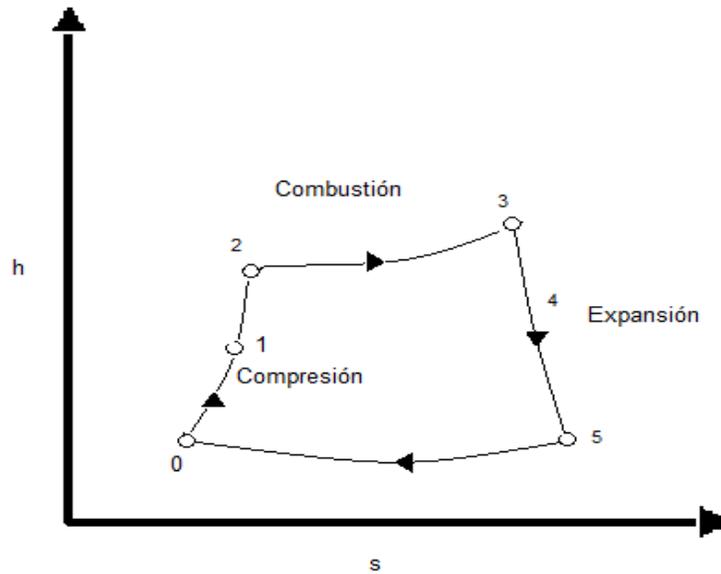


Figura 11. Ciclo ideal de un Scramjet Entalpía v.s Entropía (Ref. 21) (Segal, 2009)

Inicialmente el flujo de aire tomado en el punto 0 es asumido como flujo libre y es desacelerado hasta el punto 1, donde empieza la compresión interna por parte del aislador hasta el punto 2 donde el flujo es protegido de los cambios de presión producidos en la cámara de combustión, en este punto inicia el proceso de combustión donde la entalpía se mantiene constante hasta el punto 3 que indica el final de la cámara de combustión y el comienzo del dispositivo de salida donde toma parte el proceso de expansión de los gases, culminando en el punto 5, finalmente el ciclo es completado teóricamente con un proceso imaginario entre el punto 5 y el punto 0 representado un detrimento de calor a presión constante, equivalente a la diferencia de condiciones termodinámicas entre el dispositivo de salida y el flujo en estado libre.²⁵

Como se menciono anteriormente el ciclo pertenece a la familia de los ciclos Brayton, de esta manera es posible representarlo en “Presión contra Volumen” y “Temperatura contra entropía” en las figuras 12 y 13 respectivamente. También se observan los dos procesos a presión constante y los dos procesos adiabáticos.

²⁵ (Segal, 2009)

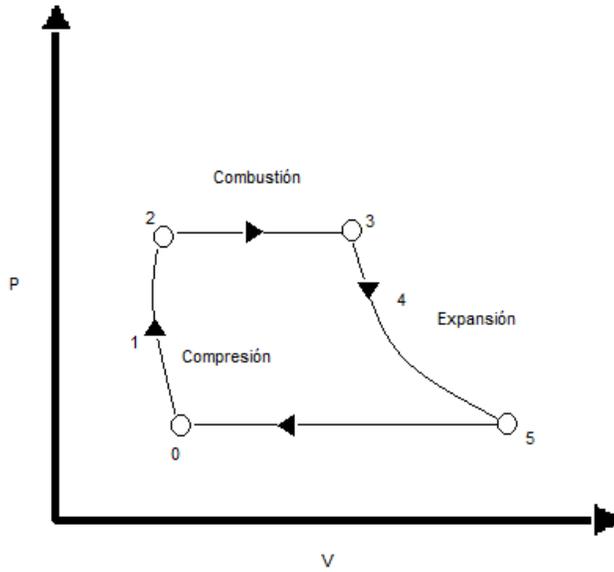


Figura 12. Ciclo ideal de un Scramjet Presión v.s Volumen.

Se observan los procesos a volumen y presión constante.

A continuación, el ciclo es descrito en términos de temperatura y entropía. (Figura 13)

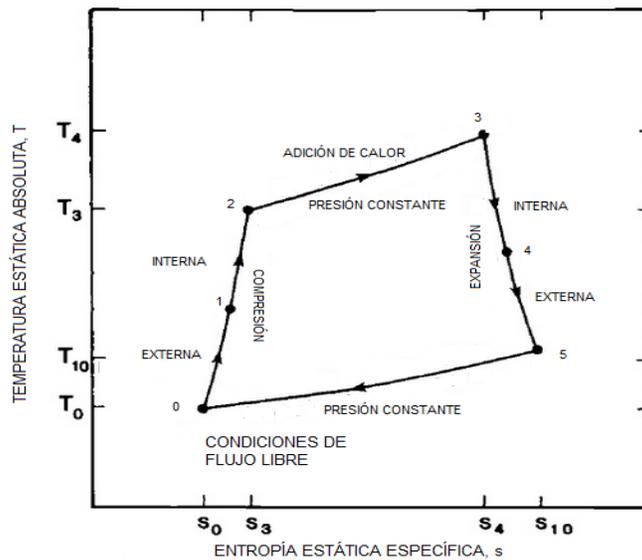


Figura 13. Ciclo ideal de un Scramjet Temperatura v.s Entropía²⁶

²⁶ (Heiser & Pratt, 1994)

De 0 a 2

En la etapa de compresión del aire es asumido un ciclo adiabático, irreversible, ideal e isentrópico.

De 2 a 3

En la etapa de combustión la presión es constante, es asumida una adición de calor y es despreciada la adición de masa.

De 3 a 5

Finalmente el proceso de expansión se asume como adiabático, isentrópico e ideal, con presiones de $P_0 = P_5$ y de esta manera es cerrado el ciclo.

Las anteriores consideraciones serán tenidas en cuenta en el siguiente capítulo, en cada uno de los puntos de estudio, según corresponda para su posterior desarrollo.

Siguiendo el curso de la metodología de diseño, los estudios térmicos y aerodinámicos son desarrollados en el capítulo 3.

3. SELECCIÓN DE COMBUSTIBLE

Generalmente para los motores *Scramjet*, se utilizan dos tipos de combustible, combustible de hidrogeno y combustibles de hidrocarburos, a continuación se lleva a cabo la selección de combustible teniendo en cuenta las ventajas y desventajas que presentan cada uno de ellos:

De la referencia (25) tenemos.²⁷

Tabla 4. Paralelo de ventajas y desventajas de los combustibles

	HIDRÓGENO	HIDROCARBUROS
VENTAJAS	<ul style="list-style-type: none"> • Quemado rápido. • Gran cantidad de energía específica. • Rápida ignición. 	<ul style="list-style-type: none"> • Fácil almacenamiento y manipulación. • Alta densidad. • Alto contenido de energía por volumen.
DESVENTAJAS	<ul style="list-style-type: none"> • Muy baja densidad. • Problemas de evaporación. 	<ul style="list-style-type: none"> • Lenta ignición. • Requiere evaporación antes de la mezcla. • Alta peligrosidad expuesto a altas temperaturas.

Es importante tener en cuenta la temperatura de ignición “TI”, que es la necesaria para que haga combustión sin necesidad de una chispa o una llama, los hidrocarburos tienen temperaturas de ignición aproximadamente desde los 480 K, y el hidrógeno necesita como mínimo 845,15 K.

Generalmente los hidrocarburos son seleccionados por sus ventajas y por la baja temperatura de ignición, pero en este caso, ya que el vehículo puede tener una alta velocidad y temperatura de ignición, será seleccionado el hidrogeno y de esta manera aprovechará algunas de las ventajas de la tabla 4.

²⁷ (ROBERTS, 2008)

Por otra parte es necesario tener en cuenta el calor de reacción “ h_{PR} ” para efectuar los cálculos necesarios en el diseño preliminar, además de la tasa y relación estequiométrica del combustible y el aire, definidas a continuación (Roberts, 2008).

Tasa estequiométrica aire-combustible

$$f_{st} = \frac{36x+3y}{103(4x+y)}$$

Donde el combustible es representado de la forma C_xH_y , con hidrogeno como combustible “ H_2 ”tenemos que

$$f_{st} = \frac{36x + 3y}{103(4x + y)} = \frac{36(0) + 3(2)}{103(4(0) + 2)}$$

$$f_{st} = 0,0291$$

Variación de la relación entre la tasa estequiométrica de aire-combustible y la tasa de aire-combustible.

$$\phi \equiv \frac{f}{f_{st}}$$

Despejando

$$f = f_{st}\phi$$

Donde la variación de la tasa equivalente ϕ , para una combustión ideal debería ser $\phi \leq 1$, y entre 0.2 y 2, para disminuir la complejidad del diseño es seleccionado un valor mayor que 1, así la variación de la tasa equivalente $\phi = 1.1$

$$f = f_{st}\phi = (0,0291)(1,1)$$

$$f = 0,032$$

De

$$f = \frac{\dot{m}_f}{\dot{m}_o}$$

Despejando el flujo másico de combustible y reemplazando

$$\dot{m}_f = \dot{m}_0 f$$

(De la sección 4.6. variables calculadas ecuación 48 $\dot{m}_0 = 11,67 \frac{kg}{s}$)

$$\dot{m}_f = \left(11,67 \frac{kg}{s} \right) (0,032)$$

$$\dot{m}_f = 0,37$$

4. DISEÑO PRELIMINAR

4.1 ANÁLISIS PÁRAMÉTRICO DEL MOTOR

Los motores *Scramjet* por hacer parte de los motores a reacción cuentan con el mismo principio de funcionamiento, basado en los principios básicos de la física, conservación de cantidad de momentum lineal, conservación de energía, conservación de masa y aumento de entropía, determinados por la segunda ley de Newton, primera ley de la termodinámica, masa constante y segunda ley de la termodinámica, respectivamente. Adicionalmente, para el desarrollo del análisis es necesaria el concepto y la ecuación de estado de los gases ideales y la definición del número de Mach. Teniendo en cuenta el ciclo Brayton serán consideradas las respectivas relaciones adiabáticas, isentrópicas y de adición de calor según corresponda. A continuación son descritas las formulas anteriormente mencionadas:

Momentum lineal

$$\rho_e(-u_e A)u_e + \rho_s(u_s A) = -(-P_e A + P_a A)$$

$$P_e + \rho_e u_e^2 = P_s + \rho_s u_s^2 \quad (1)$$

P_s : Presión de los gases a la salida del dispositivo;

P_e : Presión del aire en el flujo libre;

A : Área de la sección del dispositivo.

u_e : Velocidad de entrada

u_s : Velocidad de salida

ρ_e : Densidad de entrada

ρ_s : Densidad de salida

Expresado en flujo másico

$$\dot{m}_e + \dot{m}_s + \rho u(A - A_e) - \dot{m}_a - \dot{m}_f - \rho u(A - A_i) = 0 \quad (2)$$

Y Empuje neto = F

$$F = (\dot{m}_a + \dot{m}_f)V_s - \dot{m}_a V_e + (P_s + P_e)A_s \quad (3)$$

Donde

F : Es el empuje producido por el dispositivo;

\dot{m}_{aire} : Flujo másico del aire;

\dot{m}_{comb} : Flujo másico de combustible;

V_s : Velocidad de los gases a la salida del dispositivo;

V_e : Velocidad del aire en el flujo libre;

P_s : Presión de los gases a la salida del dispositivo;

P_e : Presión del aire en el flujo libre;

A_s : Área de la sección de salida del dispositivo.

Ecuación de control de continuidad

$$-\rho_e u_e A + \rho_s u_s A = 0$$

$$\rho_e u_e = \rho_s u_s \quad (4)$$

Ecuación de energía

$$B_1 + B_2 = B_3$$

B_1 = tasa de adición de calor del fluido que incide en el volumen de control.

B_2 = tasa de trabajo realizado sobre el volumen de control.

B_3 = tasa del cambio de energía del fluido que pasa por el volumen de control.

Ecuación de energía con adición de calor

$$h_e + \frac{u_e^2}{2} + q = h_s + \frac{u_s^2}{2} \quad (5)$$

h_e : Entalpía de entrada

h_s : Entalpía de salida

q : Adición de energía

Ecuación de conservación de masa

$$\rho_e u_e A_e = \rho_s u_s A_s \quad (6)$$

A_e : Área de entrada

A_s : Área de salida

Ecuación de estado de los gases ideales

$$Pv = mRT \quad (7)$$

P : Presión

v : Volumen

m : Masa

R : Constante de los gases ideales

T : Temperatura

Ecuaciones de energía interna y entalpia

$$h = e + pv \quad (8)$$

e : Energía interna

Para los gases caloríficamente perfectos, la energía interna y la entalpia están en función solamente de la temperatura, donde el calor específico a volumen y temperatura constante, C_v y C_p , también.²⁸

$$e = e(T)$$

$$h = h(T)$$

$$de = C_v dT$$

$$dh = C_p dT$$

C_p : Calor específico a presión constante

C_v : Calor específico a volumen constante

La entalpia puede ser definida en la relación.

$$C_p - C_v = R$$

Dividiendo la ecuación en C_p obtenemos:

$$1 - \frac{C_v}{C_p} = \frac{R}{C_p}$$

Sabiendo que $r \equiv \frac{C_p}{C_v}$ tenemos:

$$1 - \frac{1}{r} = \frac{R}{C_p}$$

r : Tasa de calor específico

Y finalmente

$$C_p = \frac{rR}{r-1} \quad (9)$$

²⁸ (John D. Anderson, 1990)

Igualmente para C_v

$$C_v = \frac{R}{r-1} \quad (10)$$

$$P = \rho RT$$

Relación de flujo isentrópico

Eficiencia de compresión

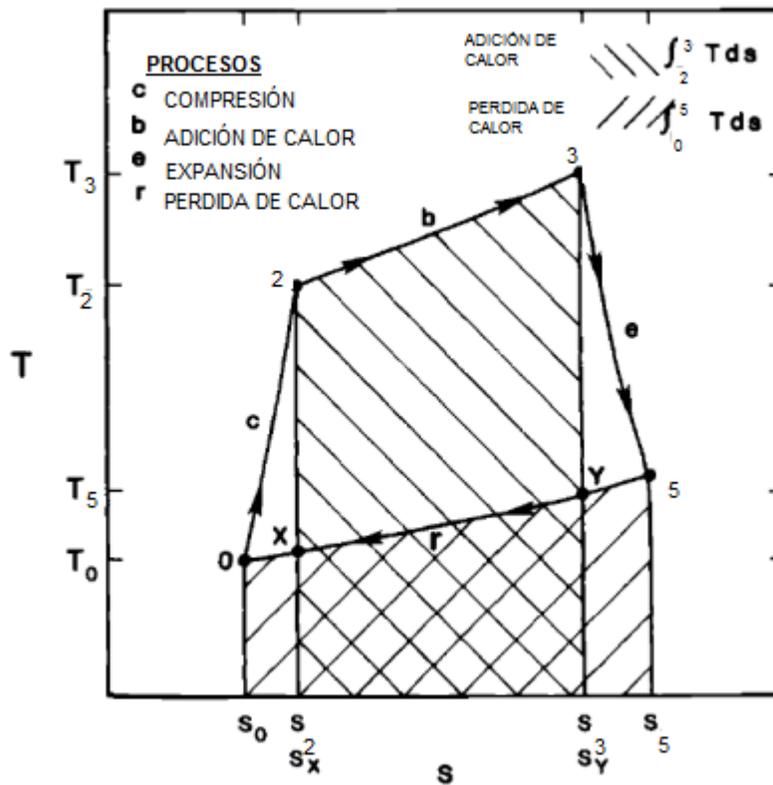


Figura 14. Procesos de adición y pérdida de calor.

Siendo los procesos de combustión y expansión procesos adiabáticos, en donde el cambio real de la entalpia es referido del cambio ideal o isentrópico de la entalpia, que puede ser acompañada por el cambio de la presión.

De la figura 14 es posible definir la eficiencia de compresión de la siguiente manera:

$$\eta_c = \frac{h_s - h_x}{h_s - h_e}$$

$$\eta_c = \frac{h_s - h_x}{h_s - h_e} = \frac{C_{pc}(T_s - T_x)}{C_{pc}(T_s - T_e)} = \frac{\varphi \frac{T_x}{T_e}}{\varphi - 1}$$

$$\frac{T_x}{T_e} = \varphi(1 - \eta_c) + \eta_c$$

$$\frac{P_s}{P_e} = \left(\frac{T_s}{T_x}\right)^{C_{pc}/R_c} = \left(\varphi \cdot \frac{T_e}{T_x}\right)^{(C_{pc}/R_c)}$$

$$\frac{P_s}{P_e} = \left\{ \frac{\varphi}{\varphi(1 - \eta_c) + \eta_c} \right\}^{(C_{pc}/R_c)} \quad (11)$$

Ecuación de Bernoulli

$$P + \frac{1}{2}\rho V^2 = const \quad (12)$$

Ecuaciones de velocidad del sonido y número Mach

Velocidad del sonido en función de la temperatura

$$V_s = \sqrt{rRT} \quad (13)$$

$$M = \frac{V_c}{a} \quad (14)$$

$$M = \frac{V_c}{\sqrt{rRT}} \quad (15)$$

Donde:

a = velocidad del sonido

M = número Mach

V_c = velocidad del cuerpo

Teniendo en cuenta las anteriores consideraciones es posible abordar el desarrollo de esta investigación de la siguiente forma:

4.2 Análisis para ondas de choque normales

Generalmente la dificultad de los motores Scramjet es la necesidad de altas velocidades en el dispositivo de entrada para hacer posible la ignición de la Mezcla aire combustible en la cámara de combustión, donde se requiere que la velocidad de entrada del flujo sea mayor a 1 Mach para que el comportamiento del fluido a través del proceso de combustión sea supersónico.

A continuación se observa la relación entre la velocidad del flujo en el punto 2 a la entrada de la cámara de combustión y el punto 0 en la entrada del dispositivo de entrada.

De la ecuación (2), asumiendo que no tiene adición de calor tenemos que:

$$h_0 + \frac{V_{c0}^2}{2} = h_2 + \frac{V_{c2}^2}{2} \quad (16)$$

Retomando $h = C_p T$ tenemos que

$$C_p T_0 + \frac{V_{c0}^2}{2} = C_p T_2 + \frac{V_{c2}^2}{2} \quad (17)$$

Sustituyendo las ecuaciones (6), (11) y (12) respectivamente en la ecuación anterior, obtenemos

$$\frac{rR}{r-1} T_0 + \frac{M_0^2 r R T_0}{2} = \frac{rR}{r-1} T_2 + \frac{M_2^2 r R T_2}{2}$$

Resolviendo

$$T_0 \left(1 + \frac{r-1}{2} \cdot M_0^2 \right) = T_2 \left(1 + \frac{r-1}{2} \cdot M_2^2 \right) \quad (18)$$

Despejando $\frac{T_2}{T_0}$ obtenemos la relación de compresión estática

$$\frac{T_2}{T_0} = \left\{ \frac{1 + \frac{r-1}{2} \cdot M_0^2}{1 + \frac{r-1}{2} \cdot M_2^2} \right\} \quad (19)$$

$$\frac{T_2}{T_0} = \varphi \quad (20)$$

Y finalmente es despejada la temperatura en la entrada de la cámara de combustión, llamada **T_I** = Temperatura de ignición del combustible.

$$T_2 = \varphi \cdot T_0 \quad (21)$$

La velocidad del flujo al ingresar al dispositivo de entrada es un parámetro fundamental de diseño, debido a que es una de las características necesarias para hacer posible la ignición del motor.

$$M_2 = \sqrt{\frac{2}{\gamma_c^{-1}} \left\{ \frac{T_0}{T_2} \left(1 + \frac{\gamma_c^{-1}}{2} M_0^2 \right) - 1 \right\}} \quad (22)$$

Con la ecuación 21 se da inicio a esta investigación.

4.3 Análisis de diseño

Los motores aerorreactores tienen diversos métodos de análisis de desempeño a continuación serán discutidos algunos y posteriormente seleccionado uno de ellos.

El primero de ellos es el análisis del ciclo termodinámico cerrado que es basado en la termodinámica clásica referido al ciclo Brayton caracterizado por tomarlo como una sustancia pura y el regreso a su estado original. El segundo consiste en analizar el comportamiento del flujo a través de cada uno de los procesos termodinámicos con el propósito principal de proporcionar una evaluación de la entalpía estática en cada estación de referencia del motor, en este caso se utiliza para encontrar los puntos de comportamiento más importantes sin necesidad de utilizar cálculos termodinámicos asumiendo el comportamiento del aire como un gas perfecto a través de cada etapa, describe los procesos de compresión y expansión adiabática y la combustión a presión constante.

Finalmente esta el análisis de empuje de corriente, en este caso es necesario tener alguna información inicial y utiliza el conjunto de ecuaciones de control de conservación de volumen, se apoya las relaciones de impulso y ofrece un enfoque diferente a los métodos de energía discutidos previamente, explica varios fenómenos que influyen en el rendimiento considerablemente, a saber: “la masa, la inercia y los flujos de energía cinética aportada por el combustible, la geometría del quemador, y los flujos de gases de escape que no se adaptan a la presión ambiental”. Debido a estos beneficios, este Método de análisis se emplea aquí, ya que representa la mayoría de los parámetros del motor y las influencias en comparación con otros análisis de flujo unidimensional.

Las ecuaciones necesarias para el desarrollo del proyecto serán determinadas analizando el empuje del flujo en cada una de las etapas del motor. A través de este subcapítulo serán estipuladas las ecuaciones de desempeño del motor en cada una de sus etapas.

Para este caso es necesario definir el volumen de control a trabajar, en la figura 15 observamos los límites y la trayectoria del flujo.

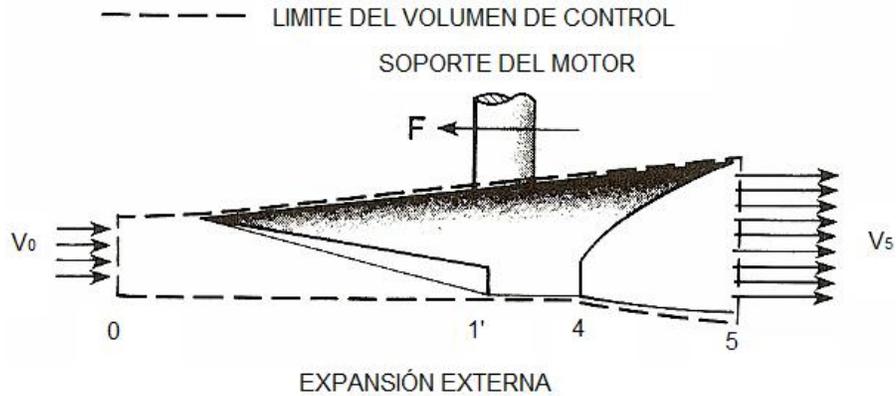


Figura 15.volumen de control.

Se asume que la trayectoria del flujo es paralela a las paredes del motor, también se asume que la constante R del gas perfecto y el peso molecular el flujo son constantes, por otra parte la relación entre P_5/P_0 se toma como un parámetro independiente.

En las siguientes secciones se abordaran por separado las estaciones de referencia del motor y se identifican las ecuaciones en cada una de ellas.

4.3.1 Diseño del sistema de compresión y dispositivo de entrada

Componentes de compresión (0 a 2)

El sistema de compresión tiene como objetivo lograr la tasa de temperatura estática deseada T_2/T_0 , de forma posible y real de acuerdo a el rango de funcionamiento del vehículo y disminuyendo al máximo las perdidas aerodinámicas, mínimo incremento de entropía y una máxima eficiencia en la compresión. Para este estudio es necesario analizar con ondas de choque oblicuas debido a que las ondas de choque normales tienen grandes pérdidas a velocidades mayores de 3 Mach.

Existen tres formas de aplicar las ondas de choque oblicuas en un Scramjet, la primera de ellas es la compresión interna que consiste en que el proceso de compresión ocurre totalmente dentro del dispositivo de entrada, esto puede dificultar el diseño y producir flujos complejos en el diseño externo, también es posible aplicar las ondas de choque oblicuo por medio de compresión externa en el cual el proceso de compresión ocurre por fuera del dispositivo de entrada del motor utilizando el la parte delantera del cuerpo del vehículo, por ultimo encontramos el método de aplicación mixto entre compresión interna y externa esta disminuye el incremento de entropía y el ángulo de ataque del dispositivo de entrada puede resultar paralelo al flujo.

Debido a la alta complejidad del diseño del sistema de compresión interna, es seleccionado un sistema de compresión mixto, compresión externa e interna.

El diseño del sistema de compresión tiene gran importancia para determinar el desempeño de todo el motor debido a que su flujo de aire alimenta directamente a la cámara de combustión, por otra parte también cuenta con dificultades tales como la falta de seguridad de operación exacta en los puntos de diseño por lo tanto las ondas de choque no son exactamente uniformes y paralelas al flujo de salida, los efectos de viscosidad y capa límite pueden crear campos de flujo, por esta razón es necesario utilizar una herramienta de simulación o tener experimentos físicos del comportamiento en el sistema de compresión, sin embargo dado que el proyecto es un diseño conceptual y preliminar los resultados serán obtenidos del H. Heiser and T. Pratt²⁹ donde se asume que el flujo es adimensional y la capa límite es representada por efectos estándar sobre las propiedades del flujo, también es asumido el aire como un gas perfecto caloríficamente y es despreciada la transferencia de calor con la partes físicas del dispositivo, con estas características asumidas la herramienta de simulación hace posible calcular algunos parámetros para el rendimiento fundamentales, tales como el numero de ondas de choque, la velocidad de entrada del flujo y la tasa de temperatura del ciclo estático. Para los resultados en la salida del dispositivo de compresión se requiere conocer el ángulo en cada onda de choque para determinar la tasa de presión estática, la eficiencia de compresión adiabática y la eficiencia de energía cinética.

Por otra parte, es conveniente determinar si el efecto de capa límite o viscosidad pueden ser despreciados o deben ser tomados en cuenta, esto es llevado a cabo haciendo una comparación de los resultados teniendo en cuenta y despreciando los efectos anteriormente mencionados.

Como fue mencionado anteriormente en esta misma sección, el sistema cuenta con un dispositivo aislador el cual se encarga de proteger a la cámara de combustión de cambios bruscos de presión y organiza el flujo para la entra de la cámara de combustión, este dispositivo es observado a continuación en la figura 16.

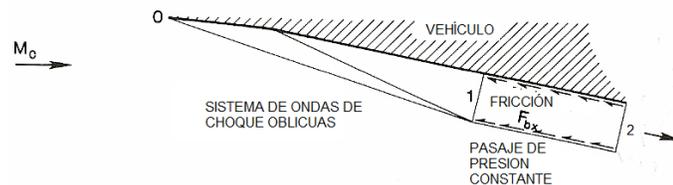


Figura 16. Dispositivo de entrada

²⁹ (Heiser & Pratt, 1994)

A continuación son especificadas las ecuaciones necesarias para analizar el motor térmico y aerodinámicamente, posteriormente en el capítulo 6 serán desarrolladas para encontrar los resultados, este método se ejecutara en todos los sistemas del aerorreactor.

Proceso de compresión

En este proceso, de acuerdo a la sección 3.2.1 El ciclo en la etapa de compresión del aire es asumido un ciclo adiabático, irreversible, ideal e isentrópico.

Este estudio se lleva a cabo entre los puntos 0, 1 y 2, en el punto 0 el flujo se encuentra en condiciones de flujo libre y sus valores son establecidos de acuerdo a la altitud geométrica, allí comienza realmente el proceso de compresión externa, hasta el punto 1 de la cual se tiene:

En el punto 1 comienza el proceso de compresión interna llevado a cabo por un dispositivo llamado **aislador**, encargado de organizar el flujo ya comprimido y llevar un flujo uniforme sin cambios bruscos de presión, temperatura ni turbulencia hasta el punto 2 donde es el inicio de la cámara de combustión.

A continuación haremos un análisis de ondas de choque oblicua, para determinar el comportamiento y las propiedades del flujo entre el punto 0 y 1

En la figura 17 es descrita la interacción de la onda de choque con el borde de ataque del vehículo.

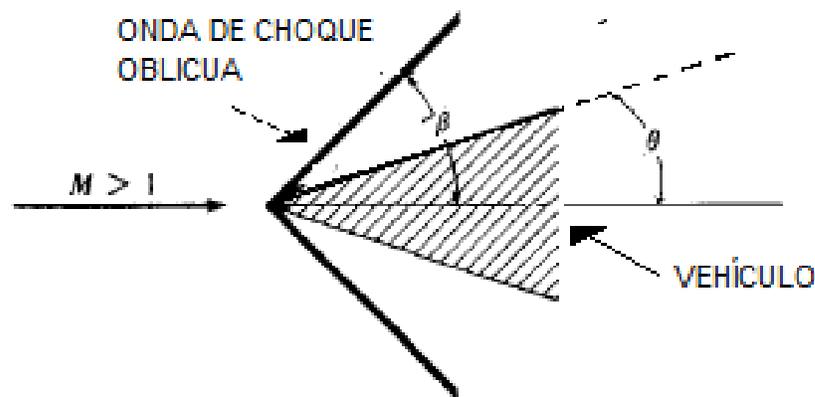


Figura 17. Interacción de onda de choque con el vehículo

La onda de choque depende completamente de la velocidad y el ángulo de ataque del vehículo, en la figura 18, es posible observar el comportamiento aerodinámico y geométrico de la onda de choque en un estado (1) antes y (2) después de la interacción con el cuerpo.

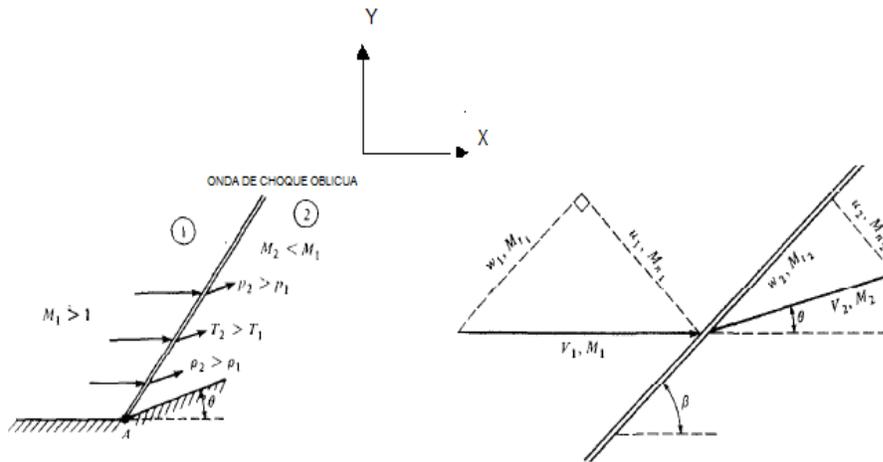


Figura 18. Comportamiento aerotermodinámico y geométrico de la onda de choque oblicua.

La geometría del flujo es descrita en la figura 15, la alta velocidad del flujo es horizontal y está dada por v_1 , el número Mach correspondiente es M_1 , la onda de choque hace un ángulo β con respecto a V_1 , el flujo es deflectado después de la onda choque por el ángulo de ataque θ del dispositivo de entrada, la velocidad y número Mach después de la onda de choque son V_2 y M_2 respectivamente, los componentes paralelos y perpendiculares en el estado en frente de la onda de choque, respectivamente son u_1 y w_1 , análogamente para v_2 son u_2 y w_2 . Por lo tanto, se considera la normales y tangencial del numero mach delante de la onda de choque son Mn_1 y Mt_1 respectivamente, y similarmente Mn_2 y Mt_2 después de la onda de choque. Adicionalmente la magnitud de las variables de presión, temperatura y densidad del flujo aumenta en el estado 2 con respecto al estado 1, pero por el contrario el número de Mach disminuye, lo anterior es deducido totalmente de la figura mencionada.

Por otra parte, también es posible realizar un desarrollo analítico del comportamiento del flujo, a continuación.

De la ecuación de conservación de masa, asumiendo que las áreas de las superficies son iguales, tenemos que la ecuación de continuidad en la onda de choque oblicua es:

$$\rho_1 u_1 = \rho_2 u_2 \quad (23)$$

de la ecuación de momentum, aplicada al volumen de control de las superficies con el componente tangencial constante a través del flujo

$$(-\rho_1 u_1)w_1 + (\rho_2 u_2)w_2 = 0 \quad (24)$$

Teniendo en cuenta la ecuación anterior, tenemos que

$$w_1 = w_2$$

Aplicando las componentes normales a la ecuación de momentum tenemos

$$\begin{aligned} (-\rho_1 u_1)u_1 + (\rho_2 u_2)u_2 &= -(-P_1 + P_2) \\ P_1 + \rho_1 u_1^2 &= P_2 + \rho_2 u_2^2 \end{aligned} \quad (25)$$

La forma integral de la ecuación de conservación de momentum lineal, aplicada al volumen de control de la figura 15, para un flujo en estado adiabático, y dividiéndola en la ecuación de continuidad para una onda de choque oblicua, tenemos

$$h_1 + \frac{V_1^2}{2} = h_2 + \frac{V_2^2}{2} \quad (26)$$

Teniendo en cuenta $V^2 = u^2 + w^2$ y $w_1 = w_2$, entonces

$$h_1 + \frac{u_1^2}{2} = h_2 + \frac{u_2^2}{2} \quad (27)$$

Las ecuaciones anteriores de continuidad, momentum y energía, para una onda de choque oblicua, son idénticas a las ecuaciones de una onda de choque normal, la velocidad se encuentra en la componente normal a la onda, y los cambios a través de la onda de choque oblicua son gobernados por la componente normal de la velocidad del flujo libre. También es utilizado la misma algebra en las ecuaciones de onda de choque normal, aplicada a las ecuaciones de onda de choque oblicua, esto da lugar a expresiones para los cambios a través de la onda de choque oblicua en términos de la componente normal de número Mach denominada " M_{n1} ", para una onda de choque oblicua con la siguiente expresión.

$$M_{n1} = M1 \text{ Sen } \beta \quad (28)$$

Para un gas calorificamente perfecto tenemos

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(r+1)M_{n1}^2}{(r-1)M_{n1}^2+2} \quad (29)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = 1 + \frac{2r}{r+1}(M_{n1}^2 - 1) \quad (30)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{P_2 \rho_1}{P_1 \rho_2} \quad (31)$$

Y

$$M_{n2}^2 = \frac{M_{n1}^2 + [2/(r-1)]}{[2r/(r-1)]M_{n1}^2 - 1} \quad (32)$$

De la geometria de la figura 15 podemos encontrar M_2 en función de M_{n2}

$$M_2 = \frac{M_{n2}}{\text{Sen}(\beta - \theta)} \quad (33)$$

Observamos que los cambios en la onda de choque oblicua se encuentra en funcion de β y M_1 .

M_2 no puede ser hallado hasta no tener θ , sin embargo esta tambien esta en funcion de M_1 y β , para determinar esto, analisamos de la figura 15 lo siguiente.

$$\tan \beta = \frac{u_1}{w_1} \quad (34) \quad \text{y} \quad \tan(\beta - \theta) = \frac{u_2}{w_2} \quad (35)$$

combinando las ecuaciones (34) y (35) y teniendo en cuenta que $w_1 = w_2$, tenemos que

$$\frac{\tan(\beta - \theta)}{\tan \beta} = \frac{u_2}{u_1}$$

De las ecuaciones de continuidad de la onda de choque oblicua, 27 y 28, tenemos que

$$\frac{\tan(\beta-\theta)}{\tan \beta} = \frac{2+(r-1)M_1^2 \text{Sen}^2 \beta}{(r+1)M_1^2 \text{Sen}^2 \beta} \quad (36)$$

La nomenclatura para el analisis de la onda de choque oblicua se efectuo en terminos generales de estado (1) y estado (2), para efectos de nuestra investigación redefiniremos la nomenclatura según el punto de estudio de interes, a continuación para el punto 0 a punto 1 tenemos:

$$\frac{\rho_1}{\rho_0} = \frac{(r+1)M_{n0}^2}{(r-1)M_{n0}^2+2} \quad (29)$$

$$\frac{P_1}{P_0} = 1 + \frac{2r}{r+1}(M_{n0}^2 - 1) \quad (30)$$

$$\frac{T_1}{T_0} = \frac{P_1 \rho_0}{P_0 \rho_1} \quad (31)$$

$$M_{n1}^2 = \frac{M_{n0}^2 + [2/(r-1)]}{[2r/(r-1)]M_{n0}^2 - 1} \quad (32)$$

$$M_1 = \frac{M_{n1}}{\text{Sen}(\beta-\theta)} \quad (33)$$

$$\tan \beta = \frac{u_1}{w_1} \quad (34) \quad \text{y} \quad \tan(\beta - \theta) = \frac{u_2}{w_2} \quad (35)$$

$$\frac{\tan(\beta - \theta)}{\tan \beta} = \frac{u_2}{u_1}$$

$$\frac{\tan(\beta-\theta)}{\tan \beta} = \frac{2+(r-1)M_1^2 \text{Sen}^2 \beta}{(r+1)M_1^2 \text{Sen}^2 \beta} \quad (36)$$

De las ecuaciones 28 a 36 , es posible analizar el flujo que actuan desde el punto 1 al punto 2 donde tiene lugar el dispositivo aislador (figura 19), debido a que se

crea una nueva onda de choque con diferentes propiedades aerotermodinámicas, pero no geométricas. A continuación son utilizadas las mismas ecuaciones con su respectiva nomenclatura.

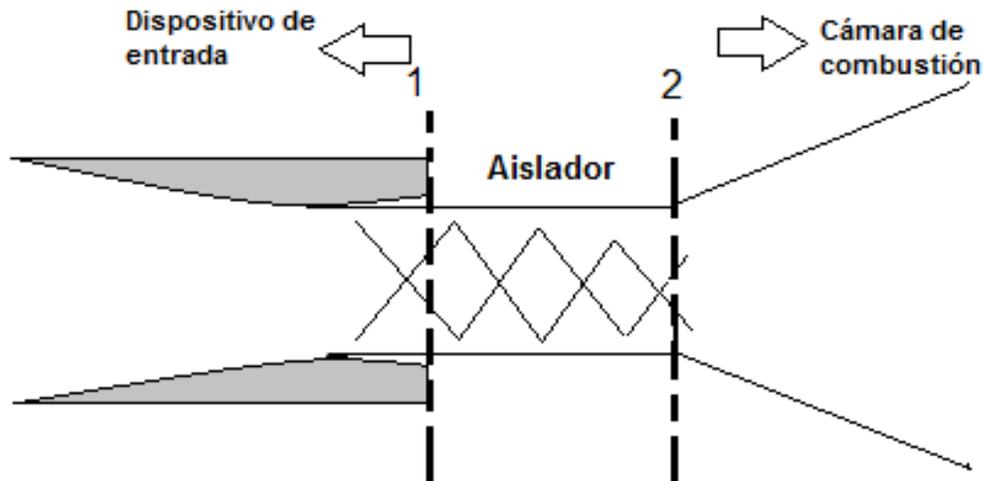


Figura 19. Dispositivo aislador

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(r+1)M_{n1}^2}{(r-1)M_{n1}^2+2} \quad (37)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = 1 + \frac{2r}{r+1}(M_{n1}^2 - 1) \quad (38)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{P_2 \rho_1}{P_1 \rho_2} \quad (39)$$

$$M_{n2}^2 = \frac{M_{n1}^2 + [2/(r-1)]}{[2r/(r-1)]M_{n1}^2} \quad (40)$$

$$M_2 = \frac{M_{n2}}{\text{Sen}(\beta - \theta)} \quad (41)$$

4.3.2 Diseño del sistema de cámara de combustión

Componentes en la cámara de combustión (2 a 3)

Para el diseño de la cámara de combustión hay dos formas de calcular las propiedades del proceso de combustión, dependiendo de la cámara de combustión puede analizarse por presión constante y por área constante, en esta investigación se utilizará una cámara de combustión de presión constante, con área variable (Figura 20) que disminuye las pérdidas de presión totales y provee una alta eficiencia en el motor. Sin embargo no es posible hacer absolutamente igual las presiones en la entrada y salida de la cámara de combustión, para esto contara con la ayuda de un aislador en la entrada y una variación geométrica en la cámara, de esta manera las presiones serán lo mas aproximadas posibles.

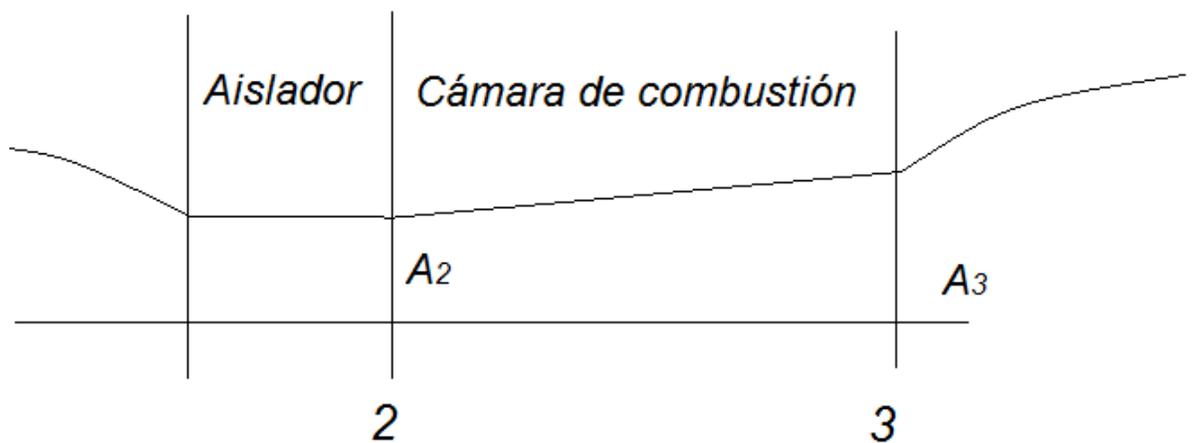


Figura 20. Cámara de combustión a presión constante y área variable

El análisis del comportamiento del flujo en la cámara de combustión será desarrollado asumiendo una presión constante durante el proceso de combustión, esto nos indica que:

$$P_3/P_0 = P_2/P_0 \quad (42) \quad \text{Y} \quad P_3 = P_2 \quad (43)$$

Con adición de masa y de calor, para esto se asumen las siguientes ecuaciones³⁰.

$$\frac{V_{fx}}{V_2} = \text{Tasa de inyección de combustible axial en la velocidad en este punto.}$$

Tasa de inyección de combustible total en la velocidad en este punto.

Drag de coeficiente efectivo en la cámara de combustión.

³⁰ (Pratt, 1994)

VARIABLES ANTERIORMENTE MENCIONADAS TENEMOS

Velocidad de salida de la cámara de combustión

$$V_3 = V_2 \left\{ \frac{1+f \frac{V_f x}{V_2}}{1+f} - \frac{C_f \frac{A_w}{A_3}}{2(1+f)} \right\} \quad (44)$$

Debido a la influencia de la entalpía, tendremos en cuenta la entalpía total $h = C_{pb}T$, en la cámara de combustión.

Por otra parte la sensibilidad de la entalpía absoluta del combustible a la entrada de la cámara de combustión " h_f " será despreciada debido a que es mucho menor al calor de reacción h_{PR} .

De la ecuación de conservación de energía

Temperatura de salida de la cámara de combustión

$$T_3 = \frac{T_2}{1+f} \left\{ 1 + \frac{1}{C_{pb}T_2} \left[\eta_b f h_{PR} + f h_f + f C_{pb} T^0 + \left(1 + f \frac{V_f^2}{V_2^2} \right) \frac{V_2^2}{2} \right] \right\} - \frac{V_3^2}{2C_{pb}} \quad (45)$$

4.3.3. Componentes de expansión.

Finalmente el proceso de expansión se asume como adiabático, isentrópico e ideal, con presiones de $P_0=P_5$ y de esta manera es cerrado el ciclo.

Para determinar o especificar el cambio de entropía en una sustancia pura se utiliza la ecuación de Gibbs

$$T ds = dh - \frac{dp}{\rho}$$

$$\frac{T_y}{T_3} = \left(\frac{P_y}{P_3} \right)^{(R_e/C_{pe})} = \left(\frac{P_0}{P_2} \right)^{(R_e/C_{pe})}$$

$$n_e = \frac{h_3 - h_5}{h_3 - h_y}$$

$$n_e = \frac{h_3 - h_5}{h_3 - h_y} = \frac{C_{pe}(T_3 - T_5)}{C_{pe}(T_3 - T_y)} = \frac{1 - T_5/T_3}{1 - T_y/T_3}$$

Despejando

$$\frac{T_5}{T_3} = 1 - \eta_e \left(1 - \frac{T_4}{T_3} \right)$$

De las ecuaciones de proceso de expansión adiabática

Temperatura a la salida del motor

$$T_5 = T_3 \left\{ 1 - \eta_e \left[1 - \left(\frac{P_5 P_0}{P_0 P_3} \right)^{R/C_{pe}} \right] \right\} \quad (46)$$

De la ecuación de conservación de la energía

Velocidad a la salida del motor

$$V_5 = \sqrt{V_3^2 + 2C_{pb}(T_3 - T_5)} \quad (47)$$

4.3.4. Medidas de desempeño a través de todo el motor

Empuje específico

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = (1 + f)S_{a_5} - S_{a_0} - \frac{R_0 T_0}{V_0} \left(\frac{A_5}{A_0} - 1 \right) \quad (48)$$

Consumo específico de combustible

$$S = \frac{f}{F/\dot{m}_0} \quad (49)$$

Impulso específico

$$I_{sp} = \left(\frac{h_{pr}}{g_0 V_0} \right) \eta_0 \quad (50)$$

Eficiencia total

$$\eta_0 = \frac{V_0}{h_{PRS}} \quad (51)$$

Eficiencia térmica

$$\eta_{th} = \frac{\left[(1+f) \frac{V_5^2}{2} \right] - \frac{V_0^2}{2}}{f h_{PRS}} \quad (52)$$

Eficiencia propulsiva

$$\eta_p = \frac{\eta_0}{\eta_{th}} \quad (53)$$

Eficiencia de compresión adiabática

$$\eta_c = \frac{\varphi - \left(\frac{1}{\pi_c} \right)^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c}}{\varphi - 1} \quad (54)$$

Eficiencia de energía cinética

$$\eta_{KE} = 1 - \frac{2}{(\gamma_c - 1) M_0^2} \left\{ \left(\frac{1}{\pi_c} \right)^{(\gamma_c - 1)/\gamma_c} - 1 \right\} \quad (55)$$

4.4 selección de parámetros de funcionamiento y valores asumidos

Esta sección es dirigida a las condiciones de funcionamiento del motor de acuerdo a estándares establecidos y propiedades del fluido de acuerdo la altitud en la cual se encuentra el motor, algunos parámetros son precisados por el tipo de combustible y el balance estequiométrico de la mezcla y son desarrollados a continuación.

De acuerdo a las tablas de atmosfera Estándar³¹ definimos la temperatura, presión y densidad del aire a 28,956 km debido a que esta es la altura seleccionada de funcionamiento del motor por la misión del proyecto, igualmente la velocidad del

³¹ (Systeme International (SI) Units, 1976)

aire en el dispositivo de entrada será de 5,6 Mach y mayor de 1 Mach durante todo el proceso de combustión para que sea real el principio fundamental del motor de combustión supersónica.

De acuerdo las tablas de atmosfera estándar y de las referencias (30) y (31) serán asumidos y precisado los siguientes variables. (Tabla 5)

Tabla5. Variables de estudio.

ANÁLISIS DE DESEMPEÑO INICIALES	DETERMINACIÓN
Va, T₀, P₀	POR TABLAS
C_{pc}, R, C_{pb}, C_{pe}, hf, go	CONSTANTES
Mo, Vo V_{fx}/V₂, V_f/V₂, Cf(Aw/A₂), nc, nb, ne, To, γ, γ_c, γ_e, γ_b, hpr, A₀	ASUMIDAS
φ, P1/P0, P2/P1, T2/T1, T3/T2, T5/T3, M1, M2, M3, M5, β,	CALCULADAS
<i>n_o, n_{th}, n_p, n_{ke}</i>	CALCULADAS

Los siguientes valores son asumidos de las tablas de atmosfera estándar y de Roberts 2008., adicionalmente algunos son hallados de forma independiente debido a su variación de acuerdo a valores establecidos. (Tabla 6)

Tabla 6. Propiedades del aire en función de la altitud geométrica.

VARIABLES POR TABLAS		
h	28956	M
Va	301	m/s
T0	225,5	K
P0	1400	Pa

Tabla7. Constantes y variables asumidas.

CONSTANTES

Cpc	1090	J/Kg K
R	287	J/Kg K
Cpb	1510	J/Kg K
Cpe	1510	J/Kg K
Go	9,81	m/s ²
VARIABLES ASUMIDAS		
Vfx/V2	0,5	
V_f/V_2	0,5	
Cf(A_w/A₂)	0,1	
ηc	0.9	
ηb	0.9	
ηe	0.9	
T_0	225.5	
γ	1.4	
γc	1,36	
γe	1,238	
γb	1,238	
A_0	0,64	m ²
M_0	5,6	
h_{PR}	119954	KJ/Kg
V_0	1685,65	m/s
θ	20	Ángulo

4.5. Distribución de los sistemas

Como se ha mencionado a través del desenvolvimiento de esta investigación, el motor *Scramjet* tiene tres sistemas básicos de funcionamiento (Figura 21), los cuales son:

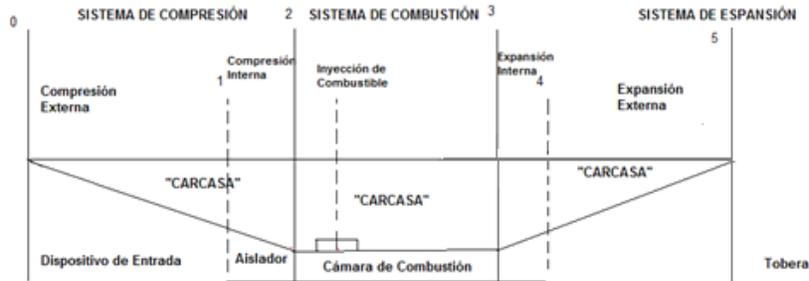


Figura 21. Distribución de sistemas y dispositivos básicos del motor *Scramjet*

Sistema de compresión

Es el primer sistema que se encuentra a lo largo del motor y la aeronave (Figura 22), encargado de comprimir el aire lo suficiente para lograr la presión dinámica deseada y posteriormente conseguir hacer la ignición del combustible.

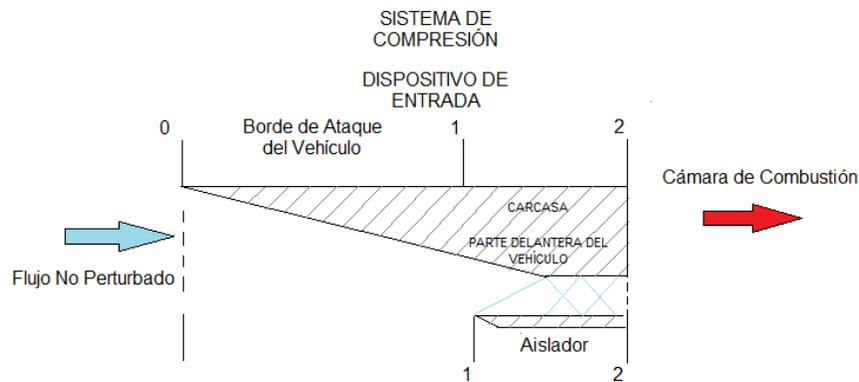


Figura 22. Dispositivo de Entrada

Este sistema a su vez se encuentra dividido en dos subsistemas los cuales son el sistema de compresión externa y el sistema de compresión interna, el primero va desde el borde de ataque del dispositivo de entrada de aire hasta el borde de ataque del dispositivo aislador (Figura 23), y el segundo de ellos es propiamente el dispositivo aislador encargado de organizar el flujo y aislarlo para evitar cambios

bruscos de presión, temperatura y turbulencia, antes de entrar a la cámara de combustión.

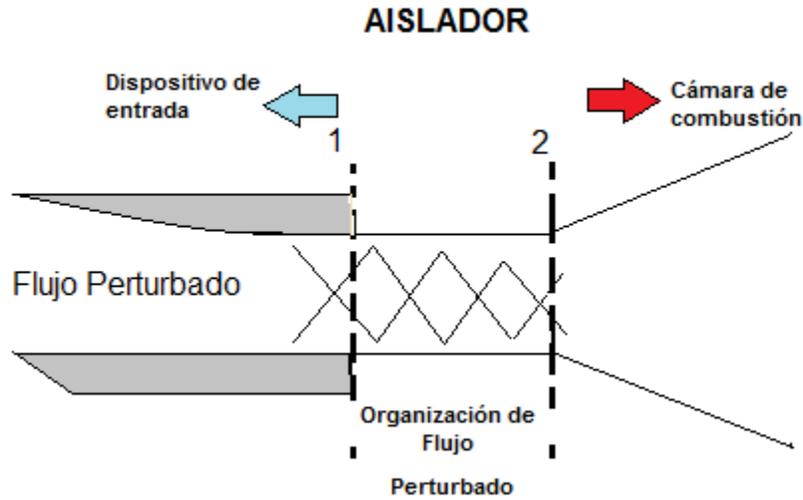


Figura 23. Dispositivo Aislador

Sistema de combustión

El sistema de combustión (Figura 24), es el encargado de hacer la mezcla de aire combustible por medio de inyectores de combustible (Figura 25) ubicados dentro del cuerpo de la aeronave interactuando con la cámara de combustión, donde se lleva a cabo la ignición del combustible por medio de la inyección del mismo y la presión dinámica proporcionada por el sistema de compresión.

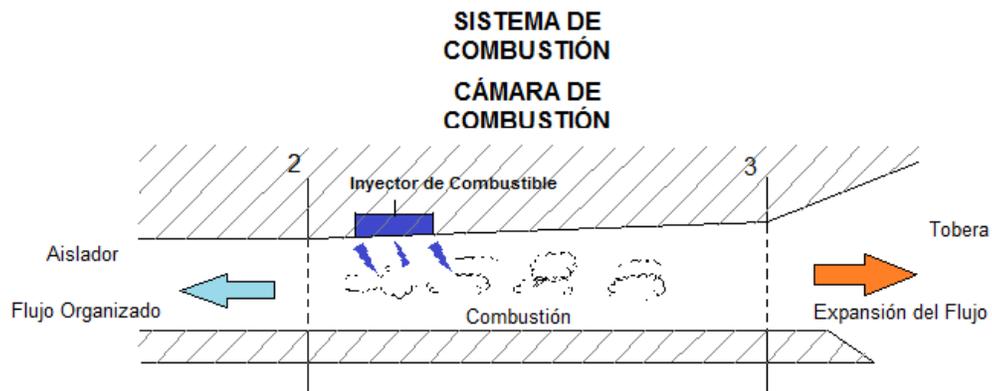


Figura 24. Sistema de Combustión – Cámara de Combustión

INYECTORES DE COMBUSTIBLE

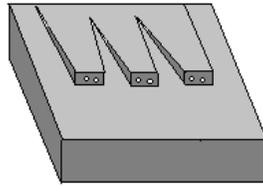


Figura 25. Inyectores de Combustible

Finalmente los gases de la combustión van desde el inicio de la cámara de combustión hasta el inicio del sistema de expansión o dispositivo de salida.

Sistema de expansión

Para esta investigación el sistema de expansión está compuesto por una tobera simple (SERN – Single Expansion Ramp Nozzle), que va desde el final de la cámara de combustión hasta el final de la aeronave (Figura 26)

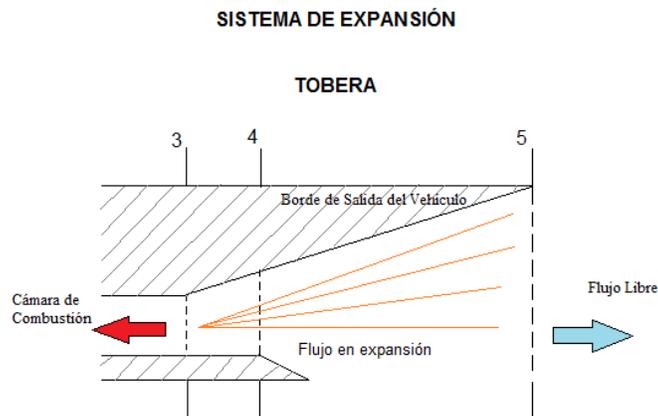


Figura 26. Sistema de Expansión – Tobera

4.6 variables calculadas

Las siguientes variables calculadas corresponden a los estudios aerotermodinámicas del motor.

$$M_{n0} = M_0 \text{ Sen } \beta \quad (28)$$

$$M_{n0} = (5,6)(\text{Sen } 28,8)$$

$$M_{n0} = 2,699$$

$$\frac{\rho_1}{\rho_0} = \frac{(r+1)M_{n0}^2}{(r-1)M_{n0}^2+2} \quad (29)$$

$$\frac{\rho_1}{\rho_0} = \frac{(1.4+1)(2,699)^2}{(r-1)(2,699)^2+2}$$

$$\frac{\rho_1}{\rho_0} = \mathbf{3,5566}$$

$$\frac{\rho_0}{\rho_1} = \frac{1}{\rho_1/\rho_0}$$

$$\frac{\rho_0}{\rho_1} = 1/3,5566$$

$$\frac{\rho_0}{\rho_1} = \mathbf{0,2811}$$

$$\frac{P_1}{P_0} = 1 + \frac{2r}{r+1}(M_{n0}^2 - 1) \quad (30)$$

$$\frac{P_1}{P_0} = 1 + \frac{2(1.4)}{1.4+1}((2.699)^2 - 1)$$

$$\frac{P_1}{P_0} = \mathbf{8,3246}$$

$$P_1 = \frac{P_1}{P_0} P_0$$

$$P_1 = (6.16713964) (1400 \text{ Pa})$$

$$\mathbf{P_1 = 11654,4519 \text{ Pa}}$$

$$\frac{T_1}{T_0} = \frac{P_1 \rho_0}{P_0 \rho_1} \quad (31)$$

$$\frac{T_1}{T_0} = (8,3246)(0,2811)$$

$$\frac{T_1}{T_0} = \mathbf{2,3405}$$

$$T_1 = \frac{T_1}{T_0} T_0$$

$$T_1 = (1,97449594)(225.5 \text{ K})$$

$$\mathbf{T_1 = 527,799 \text{ K}}$$

$$M_{n1}^2 = \frac{M_{n0}^2 + [2/(r-1)]}{[2r/(r-1)]M_{n0}^2 - 1} \quad (32)$$

$$M_{n1}^2 = \frac{(2,699)^2 + [2/(1,4 - 1)]}{[2(1,4)/(1,4 - 1)](2,699)^2 - 1}$$

$$M_{n1} = 0,4958$$

$$\frac{\tan(\beta - \theta)}{\tan \beta} = \frac{2 + (r-1)M_0^2 \text{Sen}^2 \beta}{(r+1)M_0^2 \text{Sen}^2 \beta} \quad (36)$$

$$\tan \theta = 2 \cot \beta \left[\frac{M_0^2 \text{sen}^2 \beta - 1}{M_0^2 (r + \cos 2\beta) + 2} \right]$$

Iterando obtenemos:

Tabla8. Angulo de onda de choque con respecto al angulo del borde de ataque

r	M_0	θ	$\tan \theta$	Iteración	β
1,4	5,6	20	0,36397023	0,35738086	28,4
1,4	5,6	20	0,36397023	0,35909454	28,5
1,4	5,6	20	0,36397023	0,36080774	28,6
1,4	5,6	20	0,36397023	0,36252048	28,7
1,4	5,6	20	0,36397023	0,36423278	28,8
1,4	5,6	20	0,36397023	-1,4691647	1
1,4	5,6	20	0,36397023	-1,4691647	1
1,4	5,6	20	0,36397023	-0,71365009	2
1,4	5,6	20	0,36397023	-0,45250048	3

El angulo de 28,8 satisface la igualdad de la iteracion teniendo un cambio menor de 1×10^{-3}

$$M_1 = \frac{M_{n1}}{\text{Sen}(\beta - \theta)} \quad (33)$$

$$M_1 = \frac{0,4958}{\text{Sen}(28,8 - 20)}$$

$$\mathbf{M_1 = 3,2409}$$

Con la nueva dirección del flujo es calculada la componente normal del número de Mach " M_{n1} " e posteriormente las relaciones de las propiedades del flujo después de la onda de choque.

$$M_{n1} = M_1 \text{Sen} \beta$$

$$M_{n1} = 3,2409 \text{ Sen } 28,8$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(r+1)M_{n1}^2}{(r-1)M_{n1}^2 + 2} \quad (37)$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \frac{(1,4+1)(0,4958)^2}{(1,4-1)(0,4958)^2 + 2}$$

$$\frac{\rho_2}{\rho_1} = \mathbf{2,5303}$$

$$\frac{\rho_1}{\rho_2} = \frac{1}{\rho_2/\rho_1}$$

$$\frac{\rho_1}{\rho_2} = \mathbf{1/2,5303}$$

$$\frac{\rho_1}{\rho_2} = \mathbf{0,3952}$$

$$\frac{P_2}{P_1} = 1 + \frac{2r}{r+1}(M_{n1}^2 - 1) \quad (38)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = 1 + \frac{2(1,4)}{1,4+1}((0,4958)^2 - 1)$$

$$\frac{P_2}{P_1} = \mathbf{4,0872}$$

$$P_2 = \frac{P_2}{P_1} P_1$$

$$P_2 = (4,0872) \cdot (11654,4519 \text{ Pa})$$

$$\mathbf{P_2 = 47634,2443 \text{ Pa}}$$

$$\frac{T_2}{T_1} = \frac{P_2 \rho_1}{P_1 \rho_2} \quad (39)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = (4,0872)(0,3952)$$

$$\frac{T_2}{T_1} = 1,6153$$

$$T_2 = \frac{T_2}{T_1} \cdot T_1$$

$$T_2 = (1,6153)(527,7995\text{K})$$

$$T_2 = 852,5719 \text{ K}$$

$$M_{n2}^2 = \frac{M_{n1}^2 + [2/(r-1)]}{[2r/(r-1)]M_{n1}^2} \quad (40)$$

$$M_{n2}^2 = \frac{(0,4958)^2 + [2/(1,4 - 1)]}{[2(1,4)/(1,4 - 1)](0,4958)^2}$$

$$M_{n2} = 0.5938$$

$$M_2 = \frac{M_{n2}}{\text{Sen}(\beta - \theta)} \quad (41)$$

$$M_2 = \frac{0,5938}{\text{Sen}(36,1 - 20)}$$

$$M_2 = 2,1412$$

$$P_3/P_0 = P_2/P_0 \quad (42)$$

$$P_3 = P_2 \quad (43)$$

$$P_3 = P_2$$

$$V_3 = V_2 \left\{ \frac{1+f \frac{V_{fx}}{V_2}}{1+f} - \frac{C_f \frac{A_w}{A_3}}{2(1+f)} \right\} \quad (44)$$

$$V_3 = (1254,29167 \text{ m/s}) \left\{ \frac{1+(0,0322) \cdot (0,5)}{1+(0,0322)} - \frac{0,1}{2(1+(0,0322))} \right\}$$

$$V_3 = 1172,9481 \text{ m/s}$$

$$T_3 = \frac{T_2}{1+f} \left\{ 1 + \frac{1}{C_{pb}T_2} \left[\eta_b f h_{PR} + f h_f + f C_{pb} T^0 + \left(1 + f \frac{V_f^2}{V_2^2} \right) \frac{V_2^2}{2} \right] \right\} - \frac{V_3^2}{2C_{pb}} \quad (45)$$

$$T_3 = \frac{852,5719 \text{ K}}{1 + 0,5} \left\{ 1 + \frac{1}{(1510) \cdot (852,5719 \text{ K})} \left[(0,9)(0,0322)(119954000) + (0,0322)(0) + (0,0322) \left(1510 \frac{\text{J}}{\text{Kg}} \right) (225,5 \text{ K}) + (1 + (0,0322)(0,5)^2) \frac{(1254,29167 \text{ m/s})^2}{2} \right] \right\} - \frac{(1172,9481 \text{ m/s})^2}{2(1510 \frac{\text{J}}{\text{Kg}} \text{ K})}$$

$$T_3 = 3115,5518 \text{ K}$$

$$M = \frac{V_c}{\sqrt{rRT}} \quad (15)$$

$$M_3 = \frac{V_3}{\sqrt{rRT_3}}$$

$$M_3 = \frac{1172,9481 \text{ m/s}}{\sqrt{(1,4) \cdot \left(287 \frac{\text{J}}{\text{KgK}} \right) \cdot (3115,5518 \text{ K})}}$$

$$M_3 = 1,048$$

$$T_5 = T_3 \left\{ 1 - \eta_e \left[1 - \left(\frac{P_5 P_0}{P_0 P_3} \right)^{R/C_{pe}} \right] \right\} \quad (46)$$

$$T_5 = (3115,5518 \text{ K}) \left\{ 1 - (0,9) \left[1 - (1(0,02939)) \frac{(287 \frac{\text{J}}{\text{kgK}})}{(1510 \frac{\text{J}}{\text{kgK}})} \right] \right\}$$

$$T_5 = 1745,841 \text{ K}$$

$$V_5 = \sqrt{V_3^2 + 2C_{pb}(T_3 - T_5)} \quad (47)$$

$$V_5 = \sqrt{(1172,9481 \text{ m/s})^2 + 2(1510 \frac{\text{J}}{\text{Kg}} \text{ K})(3115,5518 \text{ K} - 1745,841 \text{ K})}$$

$$V_5 = 2347,8359 \text{ m/s}$$

$$M_5 = \frac{V_5}{\sqrt{rRT_5}}$$

$$M_5 = \frac{2347,8359 \text{ m/s}}{\sqrt{(1,4) \cdot \left(287 \frac{J}{KgK}\right) \cdot (1745,841 \text{ K})}}$$

$$\mathbf{M_5 = 2,8032}$$

Flujo masico de aire

$$\dot{m}_0 = \rho_0 V_0 A_0 \quad (48)$$

$$\dot{m}_0 = \left(0,02162 \frac{kg}{m^3}\right) \left(1685,6456 \frac{m}{s}\right) (0,32m^2)$$

$$\mathbf{\dot{m}_0 = 11,67kg/s}$$

Empuje

$$F = (\dot{m}_0 + f)V_5 - \dot{m}_0 V_0 = \dot{m}_0 \{(1 + f)V_5 - V_0\} \quad (49)$$

$$F = \left(11,67 \frac{kg}{s}\right) \left[(1 + 0,032) \left(2347,8359 \frac{m}{s}\right) - \left(1685,6456 \frac{m}{s}\right)\right]$$

$$\mathbf{F = 8,6045kN}$$

Empuje específico

$$\text{empuje específico} = \frac{F}{\dot{m}_0} \quad (50)$$

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = \frac{8,6035 \text{ kN}}{11,67 \text{ kg/s}}$$

$$\frac{F}{\dot{m}_0} = \mathbf{737,7907 \text{ N.s/kg}}$$

Consumo específico de combustible

$$S = \frac{f}{F/\dot{m}_0} \quad (51)$$

$$S = \frac{0,032}{737,7907 \text{ N.s/kg}}$$

$$S = 4,36442 \times 10^{-5} \text{ kgF/N.s}$$

Impulso específico

$$I_{sp} = \left(\frac{h_{pr}}{g_0 v_0} \right) \eta_0 \quad (52)$$

$$I_{sp} = \left(\frac{119,954 \text{ kJ/kg}}{\left(9,81 \frac{\text{m}}{\text{s}^2}\right) \left(1685,6456 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)} \right) (0.7126)$$

$$I_{sp} = 2335,6529 \text{ s}$$

Eficiencia total

$$\eta_0 = \frac{V_0}{h_{PRS}} \quad (53)$$

$$\eta_0 = \frac{\left(1685,6456 \frac{\text{m}}{\text{s}}\right)}{\left(119954 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}}\right) (4,36442 \times 10^{-5} \text{ kgF/N.s})}$$

$$\eta_0 = 0,3219$$

Eficiencia térmica

$$\eta_{th} = \frac{\left[(1+f) \frac{v_5^2}{2} \right] - \frac{v_0^2}{2}}{f h_{PR}} \quad (54)$$

$$\eta_{th} = \frac{\left[(1 + 0,032) \frac{(2347,8359 \frac{\text{m}}{\text{s}})^2}{2} \right] - \frac{(1685,6456 \frac{\text{m}}{\text{s}})^2}{2}}{(0,032) (119954 \frac{\text{kJ}}{\text{kg}})}$$

$$\eta_{th} = 0,3687$$

Eficiencia propulsiva

$$\eta_p = \frac{\eta_0}{\eta_{th}} \quad (55)$$

$$\eta_p = \frac{0,3219}{0,3687}$$

$$\eta_p = 0,8732$$

Eficiencia de compresión adiabática

$$\eta_c = \frac{1 - \left(\frac{p_0}{p_2}\right)^{(r_c-1)/r_c}}{1 - \frac{1}{\phi}} \quad (56)$$

$$\eta_c = 0,9 \text{ (Asumida)}$$

Eficiencia de energía cinética

$$\eta_{KE} = 1 - \frac{2}{(\gamma_c-1)M_0^2} \{(\phi - 1)(1 - \eta_c)\} \quad (57)$$

$$\eta_{KE} = 1 - \frac{2}{(1,4 - 1)(3,78)^2} \{(3,78 - 1)(1 - 0,9)\}$$

$$\eta_{KE} = 0,9394$$

Tabla 9. Cálculos del comportamiento aerodinámico del motor.

VARIABLES CALCULADAS		
Φ	3,78	
T_1/T_0	2,34	
T_1	527,7994	K
T_2/T_1	1,63	
T_2	852,5719	K
T_3/T_2	3,6543	
T_3	3115,55	K
T_5/T_3	0,56	
T_5	1745,84	K

M₁	3,2408	
M₂	2,14	
M₃	1,0483	
M₅	2,8	
P₁/P₀	8,3246	
P₁	11654,45	Pa
P₂/P₁	4,0872	
P₂	47634,2443	Pa
P₃/P₂	1	
P₅/P₀	1	
B	28,8	Ángulo
β₂	36,1	Ángulo

Tabla10. Rendimiento del motor.

VARIABLES DE RENDIMIENTO		
<i>n_o</i>	0,3219	
<i>n_{th}</i>	0,3687	
<i>n_p</i>	0,8732	
<i>n_{ke}</i>	0,9394	
<i>F/ṁ</i>	737,7907	N.s/Kg
<i>S</i>	4,3644-05	KgF/N.s
<i>Isp</i>	2335,6529	S

4.7 Configuración geométrica

La configuración geométrica del motor es variable a través de cada sistema y subsistema, cada uno con diferentes ángulos de inclinación, según su necesidad de funcionamiento en el diseño.

El primero de ellos es el sistema de compresión el cual consiste en una rampa de inclinación negativa con un ángulo “ θ ”, asumido inicialmente por el diseño de la aeronave, que posteriormente determina el número de Mach necesario en el flujo libre y el ángulo de la onda de choque oblicua “ β ” de operación deseada (Figura 27), encontrado resolviendo la ecuación (36).

$$\frac{\tan(\beta-\theta)}{\tan \beta} = \frac{2+(r-1)M_1^2 \text{Sen}^2 \beta}{(r+1)M_{n1}^2 \text{Sen}^2 \beta} \quad (36)$$

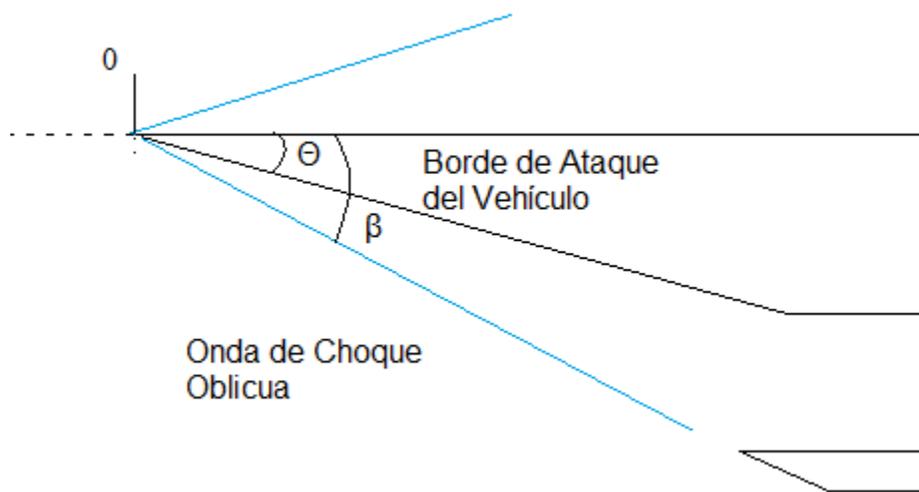


Figura 27. Geometría del Dispositivo de Entrada

Posteriormente se encuentra el dispositivo aislador el cual tiene el mismo ángulo de ataque β de la onda de choque oblicua, pero a lo largo de este dispositivo su geometría tiene un área recta y constante (Figura 28) hasta la entrada de la cámara de combustión.

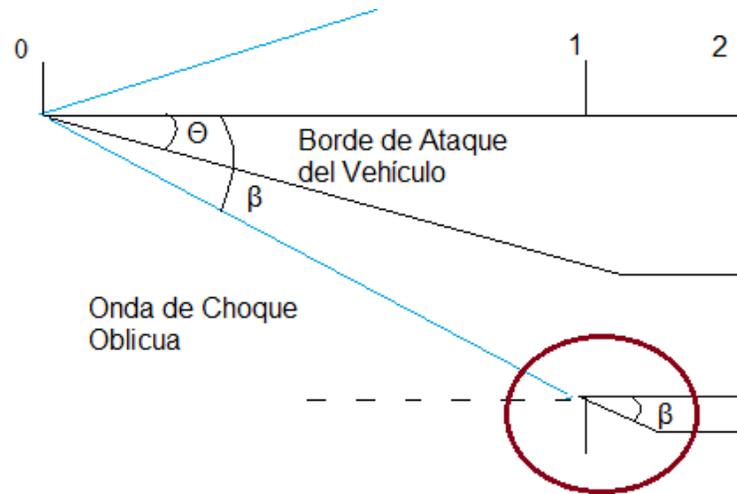


Figura 28. Geometría del Aislador.

Para la cámara de combustión, se seleccionó un área variable por dos razones, la primera de ellas hacer el análisis por medio de presión constante y la segunda de ellas, debido a que la combustión y el flujo ocasionan un aumento de temperatura y una capa límite, respectivamente, el flujo puede tener algún tipo de turbulencia antes de llegar a la salida de la cámara de combustión lo que ocasionaría una obstrucción en la misma, el ángulo de inclinación será llamado σ (Figura 29), determinado por la variación de áreas en la entrada y la salida de la cámara de combustión.

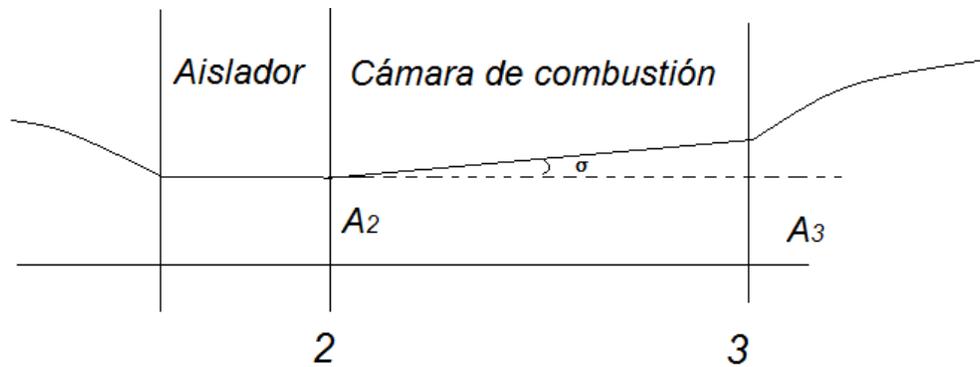


Figura 29. Geometría de la Cámara de Combustión

Finalmente el diseño de la tobera es de una tobera simple no obturada.

4.8. Dimensionamiento del motor.

Las dimensiones del motor son analizadas de acuerdo a la nomenclatura utilizada en los puntos de referencia del motor *Scramjet*, de esta manera cada punto tendrá " X_n " según corresponda como indicador de la posición en el eje axial, partiendo desde "0 cm" en el "punto 0", similarmente para la altura es denominada h_n según corresponda a lo largo del eje "Y", partiendo desde "0 cm" en el borde de ataque del aislador como punto de referencia. Las áreas de cada punto de referencia siguen la misma nomenclatura. (Figura 30)

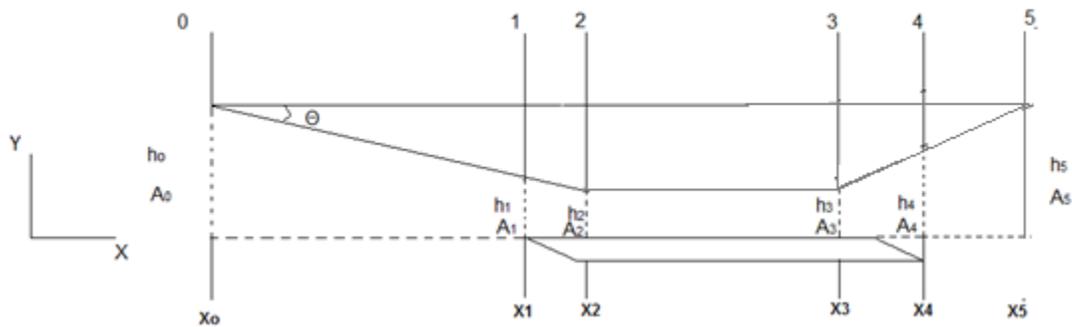


Figura 30. Dimensionamiento de Motor Scramjet.

Donde:

h_n = Altura en el punto de referencia.

X_n = Distancia sobre el eje "X" del punto de referencia.

A_n = Área del Punto de referencia.

Teniendo en cuenta la altura inicial " h_0 ", el ángulo de ataque del vehículo " θ " y la deflexión de la onda de choque " β ", es dimensionado el dispositivo compresión y el aislador hasta la entrada de la cámara de combustión, donde tendrá una adición de calor debido a diferentes factores, como aumento temperatura y adición de combustible a una razón " f ", la presión es considerada constante pero el área variable, similarmente para el dispositivo de expansión, en este caso considerando la presión de salida igual a la presión en el flujo libre, donde teóricamente es cerrado y reiniciado el ciclo .

De la ecuación de conservación de masa (6) es posible hallar las relaciones de área de un punto de referencia con respecto al anterior, en los puntos donde es asumido que el flujo de masa en razón de la unidad de tiempo sea constante

Ecuación (6)

$$\rho_e u_e A_e = \rho_s u_s A_s$$

Relaciones de Área:

$$A_3/A_2 = (1 + f) \cdot \frac{T_3}{T_2} \cdot \frac{V_2}{V_3} \quad (58)$$

$$A_3/A_2 = (1 + 0,0322) \frac{(3115,55 \text{ K}) (1254,29167 \text{ m/s})}{(852,5719 \text{ K}) (1172,9481 \text{ m/s})}$$

$$A_3/A_2 = 4,0335$$

$$A_5/A_0 = (1 + f) \frac{P_0}{P_5} \frac{T_5}{T_0} \frac{V_0}{V_5} \quad (59)$$

$$A_5/A_0 = (1 + f) \frac{P_0}{P_5} \frac{T_5}{T_0} \frac{V_0}{V_5}$$

$$A_5/A_0 = (1 + 0.0322) (1) \left(\frac{1745,84 \text{ K}}{225,5 \text{ K}} \right) \frac{(1685,6456 \text{ m/s})}{(2347,8359 \text{ m/s})}$$

$$A_5/A_0 = 5,7375$$

Para hallar la altura y posición axial de cada punto de estudio, se toma como punto inicial de referencia el punto "0", donde la posición en "X" es "0 cm". De esta manera el dimensionamiento del motor empieza por el dispositivo de entrada (Figura 31).

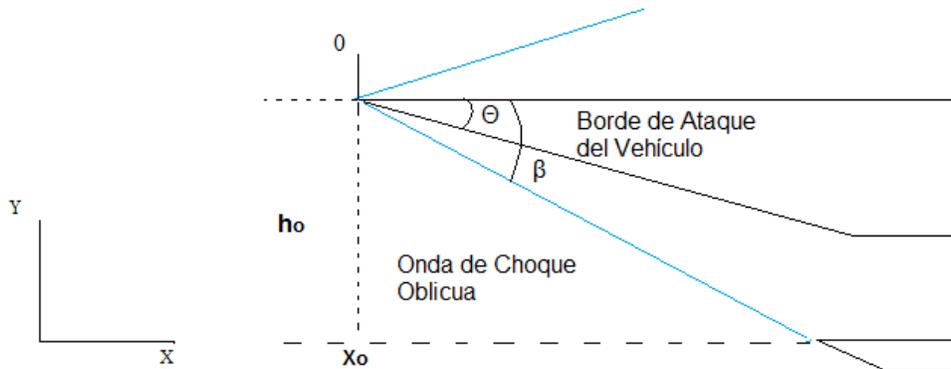


Figura 31. Altura y posición axial del dispositivo de entrada.

La altura “ h_0 ”, fue asumida como un parámetro inicial de diseño, y de igual forma el ángulo del borde de ataque del vehículo “ θ ”, para el ángulo de la onda de choque oblicua “ β ”, es determinada iterativamente de la ecuación (36), la posición axial se encuentra en “0 cm”.

Seguido al dispositivo de entrada, se encuentra el dispositivo aislador en el punto 1, el cual tiene posición inicial en “ X_1 ” y ángulo de borde de ataque “ β ” igual al ángulo de incidencia de la onda de choque oblicua (Figura 32), la posición axial es hallado por medio del análisis del triangulo rectángulo conformado por la altura “ h_0 ” y el ángulo de la onda de choque oblicua “ β ” (ecuación 60). La altura “ h_1 ” es dependiente de la ubicación del punto 2 en la entrada de la cámara de combustión.

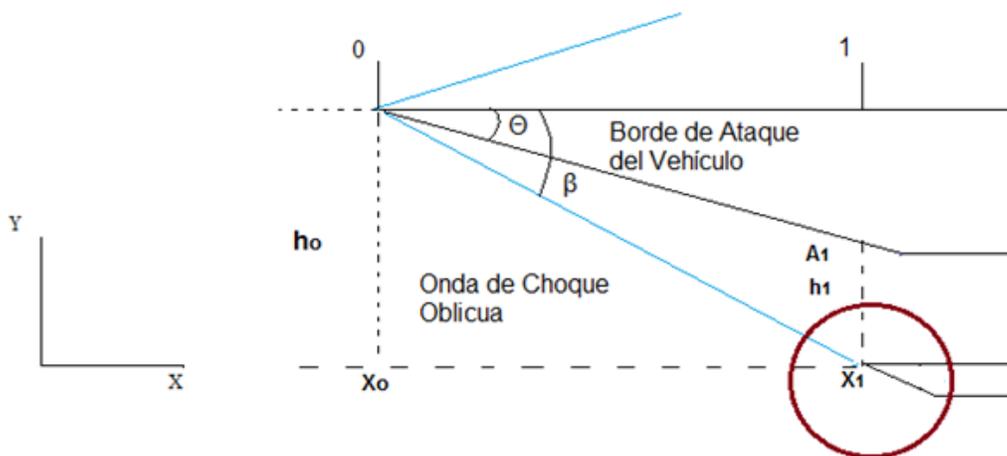


Figura 32. Posición axial y ángulo de ataque del dispositivo aislador.

$$X_e = \frac{h_0}{\tan \theta} \quad (62)$$

$$X_e = \frac{0.8 \text{ m}}{\tan 20}$$

$$X_e = 2,197 \text{ m}$$

$$X_i = X_e - X_1 \quad (63)$$

$$X_i = 2,197 \text{ m} - 1,4552 \text{ m}$$

$$X_i = 0,7428 \text{ m}$$

Para el teorema de seno es considerado el triangulo comprendido por los lado "X_i", "lX₁" y "lX₂".

$$i = 180 - \theta - \psi \quad (64)$$

$$i = 180^\circ - 20^\circ - 16,1^\circ$$

$$i = 143,9^\circ$$

$$\frac{X_i}{\text{sen } i} = \frac{lX_2}{\text{sen } \theta} \quad (65)$$

$$lX_2 = X_i \frac{\text{sen } \theta}{\text{sen } i}$$

$$lX_2 = 0,7428 \text{ m} \frac{\text{sen } 20^\circ}{\text{sen } 143,9^\circ}$$

$$lX_2 = 0,4312 \text{ m}$$

$$h_2 = lX_2 \text{ sen } \psi \quad (66)$$

$$h_2 = 0,4312 \text{ m} \cdot \text{sen } 16,1^\circ$$

$$h_2 = 0,119578 \text{ m}$$

posición axial "X₂" (Figura 34), es hallada por medio del análisis del triangulo rectángulo conformado por la diferencia de altura " $\Delta h = h_0 - h_2$ " y el ángulo de borde de ataque " θ " de la ecuación), la altura " h_2 " ya determinada y los valores conocidos (ecuación 66), en la referencia 26, para la longitud de la cámara de combustión termina en el punto "X₃", es asumida una relación entre la altura h_2 y

la distancia entre los puntos 2 y 3 denominada “d” (ecuación 71)., la altura de la cámara de combustión es constante, por lo tanto $h_3 = h_2$.

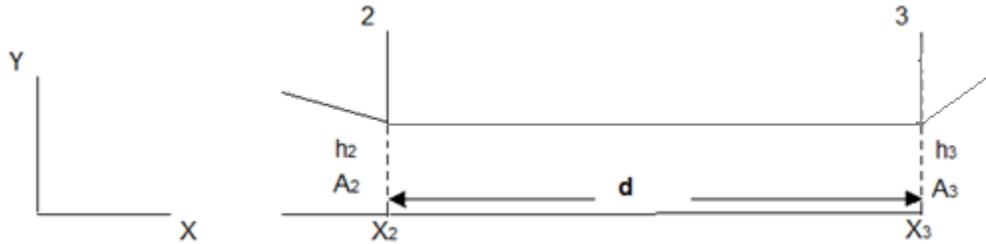


Figura 34. Dimensionamiento y posición de la cámara de combustión.

$$X_2 = \frac{\Delta h}{\tan \theta} \quad (67)$$

$$X_2 = \frac{0,6804 \text{ m}}{\tan 20}$$

$$X_2 = 1,8694 \text{ m}$$

$$\Delta h = h_0 - h_2 \quad (68)$$

$$\Delta h = 0,8 \text{ m} - 0,119578 \text{ m}$$

$$\Delta h = 0,6804 \text{ m}$$

Para h_3

$$h_3 = h_2 \quad (69)$$

$$h_3 = 0,119578 \text{ m}$$

De la relación de áreas entre los puntos 2 y 3, obtenemos b_3 , como sigue

$$b_3 = \frac{h_2 A_3}{h_3 A_2} b_2 \quad (70)$$

$$b_3 = (1)(4,0335)(0,4 \text{ m})$$

$$b_3 = 1,6134 \text{ m}$$

La longitud “d” se obtiene de resolver la ecuación 71

$$\left(\frac{d}{h_2}\right) \sim 10 \quad (71)$$

Asumiendo que la relación sea igual a 10^{32} y aislando “d” tenemos

$$d = 10 \cdot h_2 \quad (72)$$

$$d = 10(0,119578 \text{ m})$$

$$d = 1,19578\text{m}$$

$$X_3 = d + X_2$$

$$X_3 = 1,19578 \text{ m} + 1,8694 \text{ m}$$

$$X_3 = 3,0652 \text{ m}$$

Desde el punto 3 hasta el punto 5 tiene lugar el dispositivo de salida (Figura 35), con altura “ h_5 ”, determinada por la relación de áreas “ A_5/A_0 ” y valores conocidos (ecuación 73), la distancia “ X_5 ”, es hallada por medio del análisis del triángulo rectángulo entre X_{3-5} , Δh_{3-5} y el ángulo de expansión del fluido “ δ ” (ecuación 76).

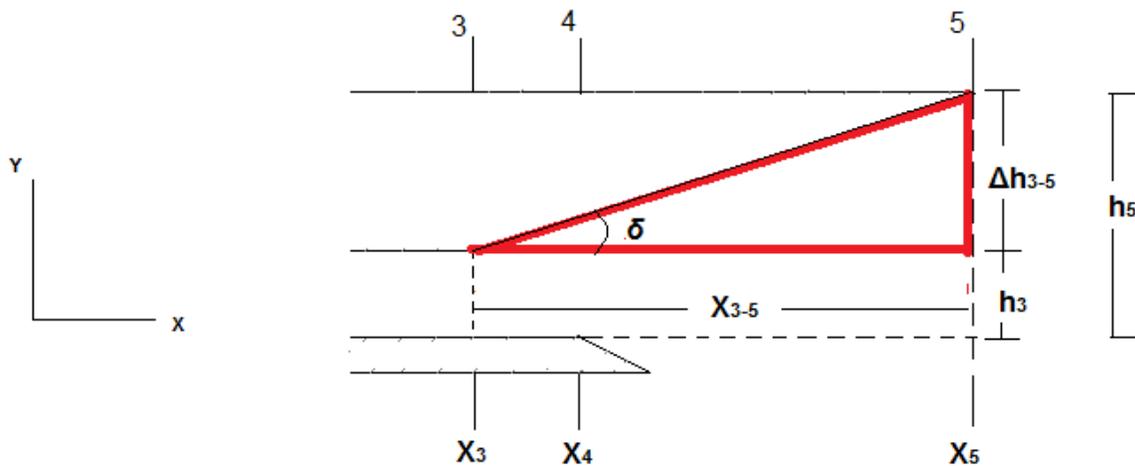


Figura 35. Dimensionamiento y ángulo de expansión en el dispositivo de salida.

De forma similar a La altura en h_2 y h_3 , tenemos

³² (Heiser & Pratt, 1994)

$$h_5 = h_0 \quad (73)$$

$$h_5 = 0,8$$

De la función Prandtl-Meyer “ $\vartheta(M)$ ”³³

$$\vartheta(M) = \sqrt{\frac{r+1}{r-1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{r-1}{r+1} (M^2 - 1)} - \tan^{-1} \sqrt{M^2 - 1} \quad (74)$$

Para el ángulo δ utilizamos las ecuaciones de ondas de expansión.

$$\delta = \vartheta(M_2) - \vartheta(M_1) \quad (75)$$

Para cada punto de referencia tenemos

$$\vartheta(M_3) = \sqrt{\frac{r+1}{r-1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{r-1}{r+1} (M_3^2 - 1)} - \tan^{-1} \sqrt{M_3^2 - 1}$$

$$\vartheta(M_3) = \sqrt{\frac{1,4+1}{1,4-1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{1,4-1}{1,4+1} (1,048^2 - 1)} - \tan^{-1} \sqrt{1,048^2 - 1}$$

$$\vartheta(M_3) = \mathbf{0,4653^\circ}$$

$$\vartheta(M_5) = \sqrt{\frac{r+1}{r-1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{r-1}{r+1} (M_5^2 - 1)} - \tan^{-1} \sqrt{M_5^2 - 1}$$

$$\vartheta(M_5) = \sqrt{\frac{1,4+1}{1,4-1}} \tan^{-1} \sqrt{\frac{1,4-1}{1,4+1} (2,8^2 - 1)} - \tan^{-1} \sqrt{2,8^2 - 1}$$

$$\vartheta(M_5) = \mathbf{45,8159^\circ}$$

³³ (John D. Anderson, 1990)

Remplazando

$$\delta = \vartheta(M_5) - \vartheta(M_3)$$

$$\delta = 45,8159^\circ - 0,4653^\circ$$

$$\delta = 45,35^\circ$$

Para la longitud de X_5 desde el punto 3 hasta el punto 5 " X_{3-5} ", resolviendo el triángulo rectángulo descrito en la figura 31, tenemos.

$$\Delta h_{3-5} = h_5 - h_3$$

$$\Delta h_{3-5} = 0,8 \text{ m} - 0,1196 \text{ m}$$

$$\Delta h_{3-5} = 0,68 \text{ m}$$

$$X_{3-5} = \frac{\Delta h_{3-5}}{\tan \delta} \quad (76)$$

$$X_{3-5} = \frac{0,68 \text{ m}}{\tan (45,35)}$$

$$X_{3-5} = 0,6717 \text{ m}$$

$$X_5 = X_{3-5} + X_3$$

$$X_5 = 0,6717 \text{ m} + 3,0652 \text{ m}$$

$$X_5 = 3,7369 \text{ m}$$

De la relación de áreas entre los puntos 0 y 5 obtenemos b_5 , como sigue

$$b_5 = \frac{h_0 A_5}{h_5 A_0} b_0 \quad (77)$$

$$b_5 = (1)(5,7375)(0,4 \text{ m})$$

$$b_5 = 2,295 \text{ m}$$

Los valores del punto de referencia 4 no son relevantes en esta investigación, por esos no son determinados, este punto de referencia es mencionado para tener

una nomenclatura similar de acuerdo a los motores e investigaciones desarrolladas.

Finalmente los resultados son relacionados a continuación.

(Tabla 11). Desplazamiento de cada punto de referencia con respecto al punto de origen.

Dimensión Punto	A-área transversal (m ²)	b-base (m)	h- altura (m)	Distancia en el eje "X" desde "0"
0	0,32	0,4	0,8	0
1	0,108	0,4	0,27	1,4552
2	0,04784	0,4	0,1196	1,8694
3	0,19296264	1,6134	0,1196	3,0652
5	1,83592	2,2949	0,8	3,7369

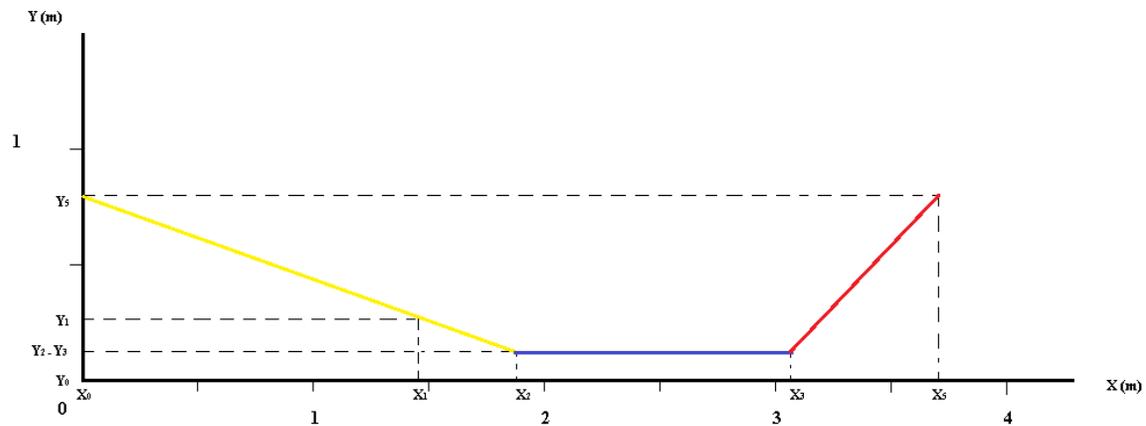


Figura 36. Representación de cada punto de referencia con respecto al punto de origen

5. MODELACIÓN CAD

Debido a la interacción del motor con el cuerpo del vehículo, el diseño del motor y el cuerpo del vehículo es realizado conjuntamente, las superficies de control no son analizadas en este trabajo, por tanto no son integradas al diseño presentado a continuación.

El diseño es realizado en software CATIA V5 - R21.



Figura7. Diseño 3-D del vehículo Scramjet.

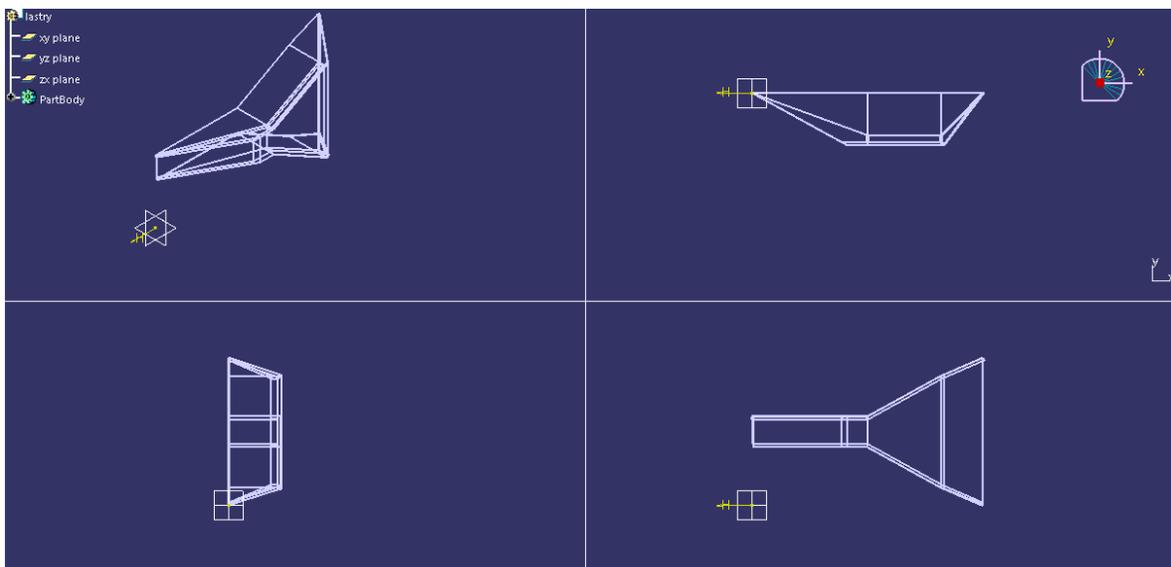


Figura 38. Vista ISO modelo Scramjet.

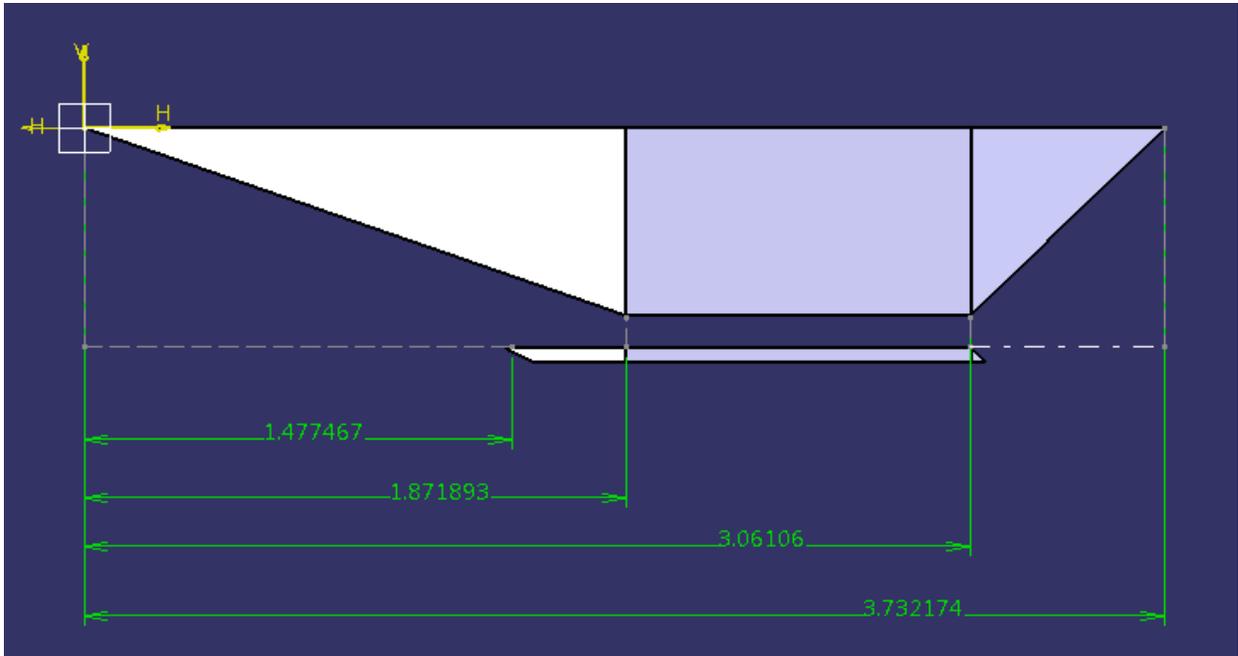


Figura39. Desplazamiento axial de los puntos de referencia.

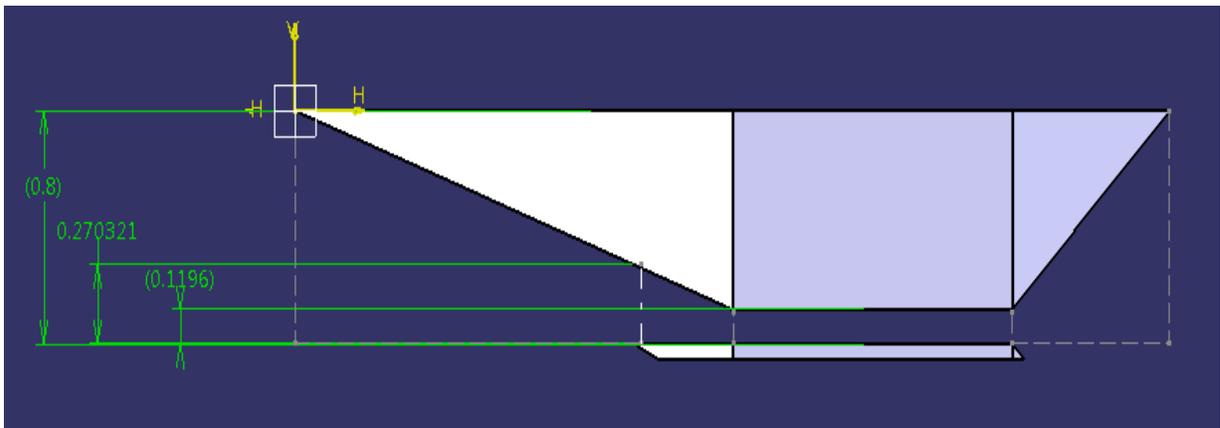


Figura40. Altura de los puntos de referencia.

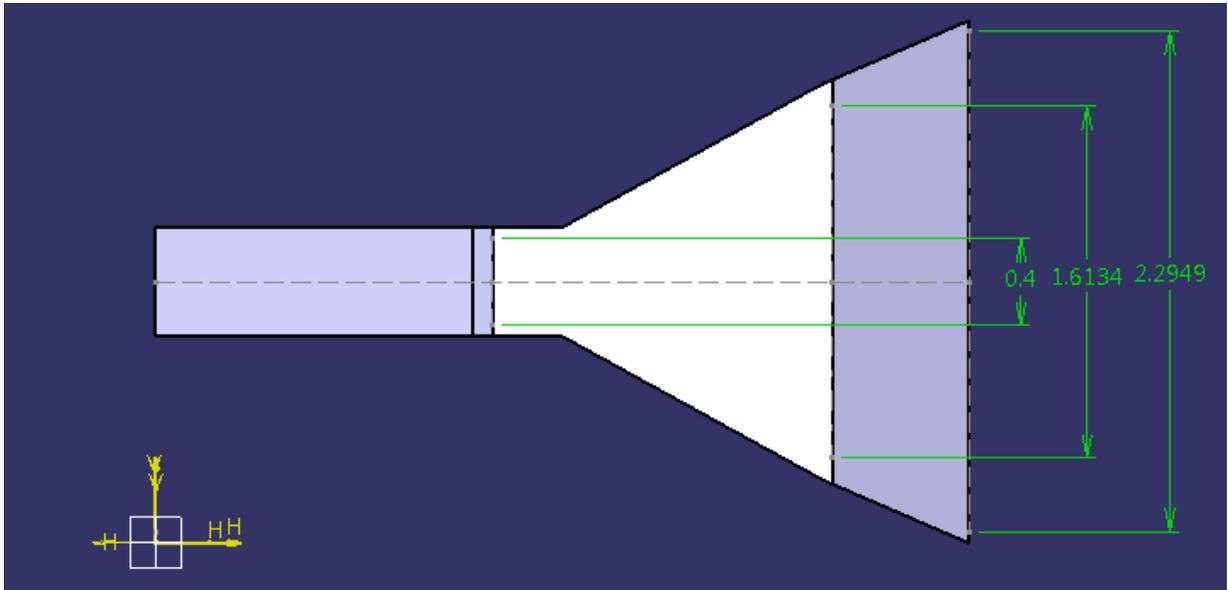


Figura41. Ancho del motor.

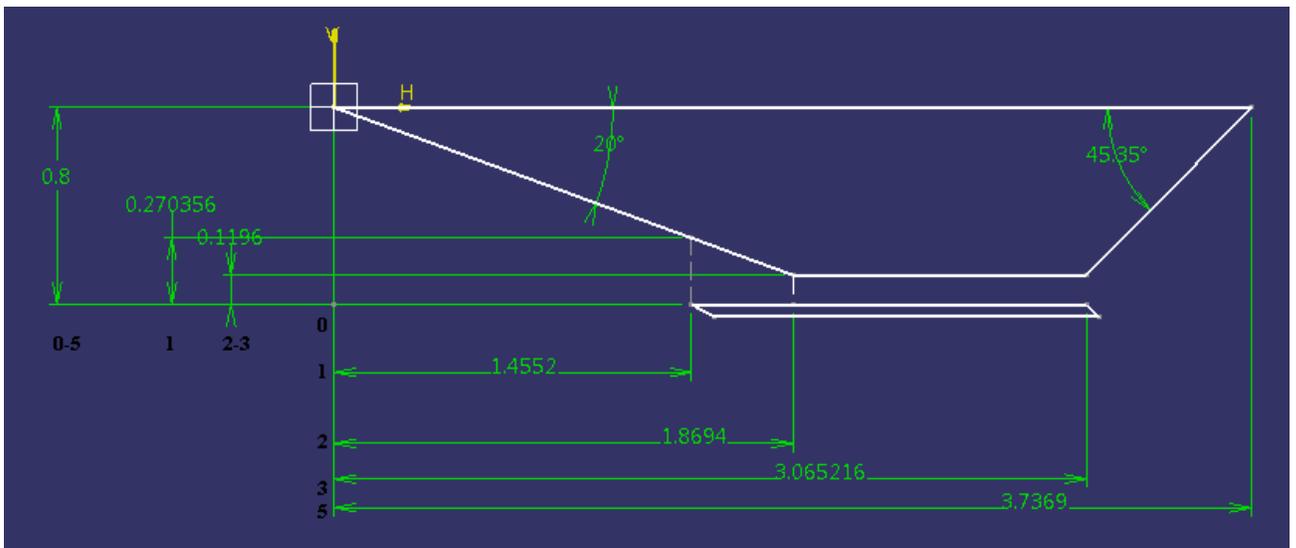


Figura42. Desplazamiento de cada punto de referencia con respecto al origen.

6. SIMULACIÓN CFD

El vehículo es simulado en torno a las propiedades del aire a 28,956 km (95000 ft) de altitud, asumiendo el gas como gas idea, sin tener en cuenta los efectos de la capa limite.

Aunque no es adicionado combustible por la complejidad que adicionaría a la simulación, son observadas las características más relevantes del flujo en velocidades supersónicas sobre una geometría en forma de cuña, como es el caso del dispositivo de entrada donde es generada una onda de choque oblicua, y como consecuencia en el dispositivo aislador una onda de choque reflejada. Debido al ángulo de deflexión negativa en el dispositivo de salida son presentadas ondas de expansión.

El análisis es enfocado al interior del vehículo, de esta manera no se tiene en cuenta la superficie superior e inferior del vehículo, donde tendrán lugar efectos aerodinámicos y en los materiales según corresponda.

Las simulaciones son desarrolladas en software de fluidos dinámicos computacionales CFD – ANSYS 14.0.

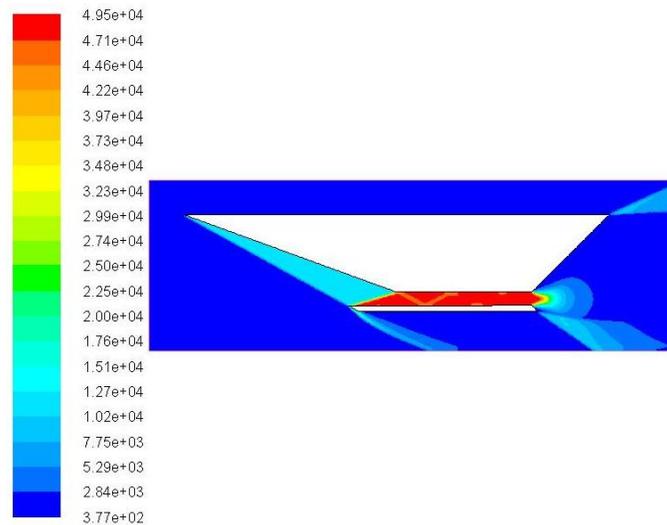


Figura43. Presión estática - Pascal (Pa)

En la figura 43, es observado el aumento de presión después de la onda de choque y de la onda reflejada, en el caso de la cámara de combustión la presión debería ser constante, pero en la simulación no fue adicionado combustible, y de esta forma la cámara de combustión tiene el comportamiento de un aislador, donde tiene lugar un efecto llamado tren de ondas (ondas reflejadas cada una dependiente de las propiedades de la onda reflejada anterior). Cabe resaltar que la mayor presión es encontrada al final del dispositivo de entrada.

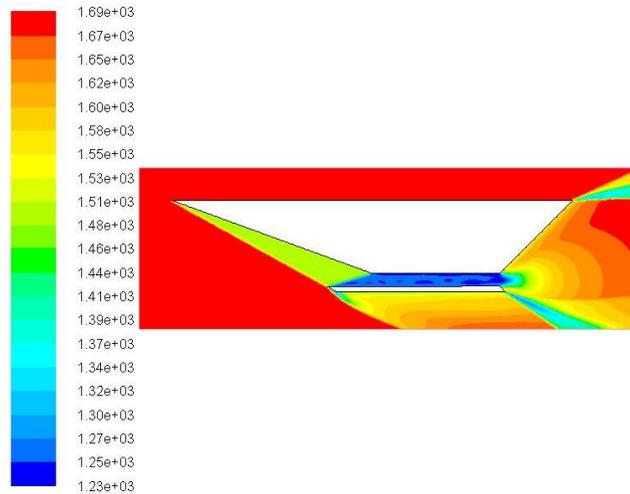


Figura44. Magnitud de velocidad (m/s)

La velocidad del vehículo disminuye después de cada onda de choque oblicua y reflejada, siendo la menor a la entrada de la cámara de combustión, pero con velocidad suficiente para mantener la combustión en velocidades supersónicas, en el dispositivo de salida es presentado un evidente aumento de velocidad propio del comportamiento del flujo posterior a una onda de expansión.

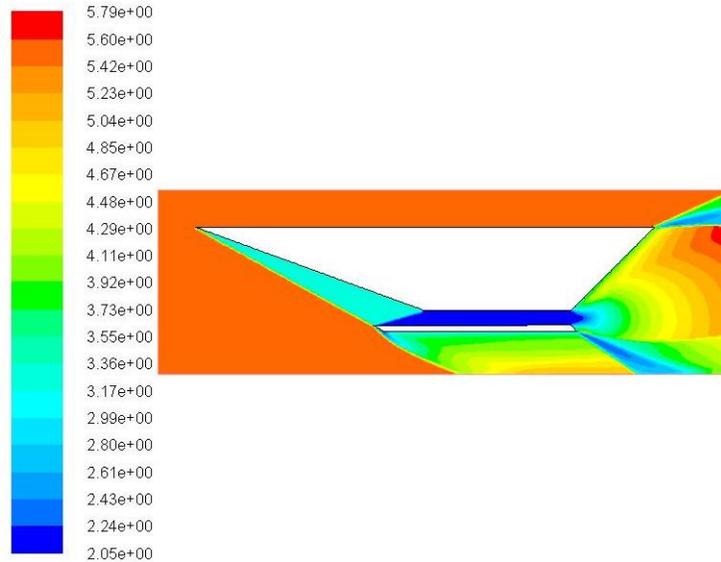


Figura45. Mach.

en la figura 45 al igual que la figura 44, es evidenciada la disminución de velocidad y correspondiente numero de Mach hasta el final del dispositivo de compresión, y el aumento en el dispositivo de expansión, pero el flujo es mantenido a velocidad y numero de Mach en régimen supersónico a través de todo el proceso e combustión.

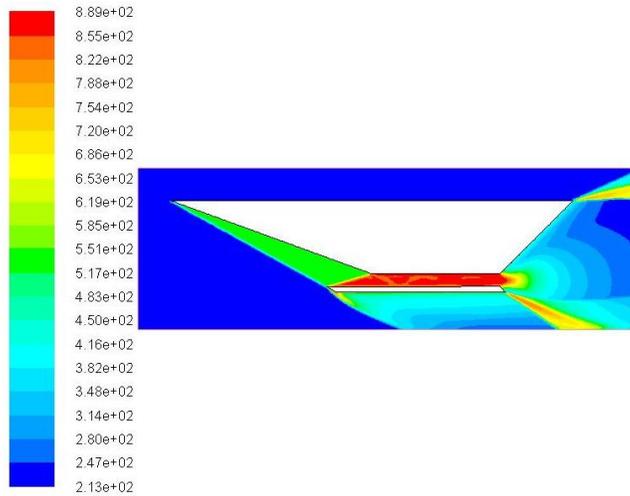


Figura46. Temperatura estática – Kelvin (K)

Al igual que la presión, la temperatura aumenta después de cada onda de choque oblicua y reflejada, siendo la mayor en la entrada de la cámara de combustión, y disminuyendo después de la onda de expansión en el dispositivo de salida, el aumento y disminución de la temperatura según el tipo de onda de choque son características de cada tipo de onda de choque, donde las propiedades físicas del aire aumentan y la velocidad disminuye después de las ondas de choque oblicua y reflejadas, y totalmente lo contrario en las ondas de choque de expansión.

En la figura 47, al igual que la presión y la temperatura, la densidad aumenta después de la onda de choque oblicua y reflejada, y disminuye después de la onda de expansión.

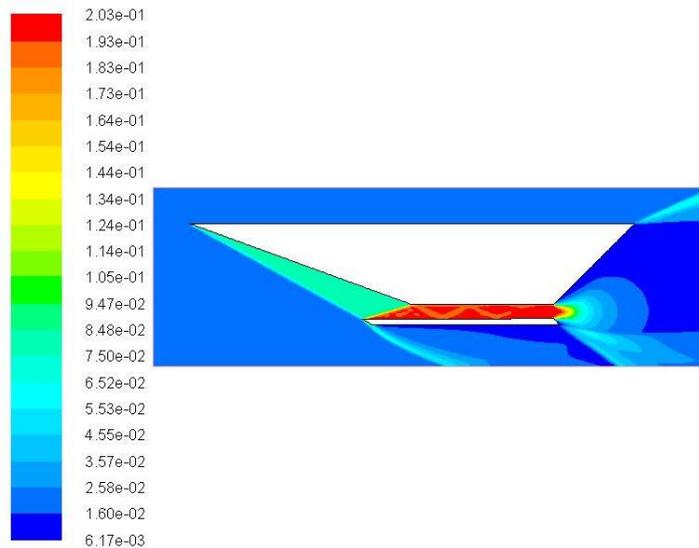


Figura47. Densidad - (kg/m³)

La figura 48, representa un esquema vectorial del flujo, detallado en la entrada de la cámara de combustión, en este punto es observada la dirección del flujo que fue deflectado por efecto de la geometría del vehículo y de la onda de choque oblicua, pero es re-direccionada por la onda de choque reflejada, de esta forma el flujo es paralelo a la carcasa del vehículo.

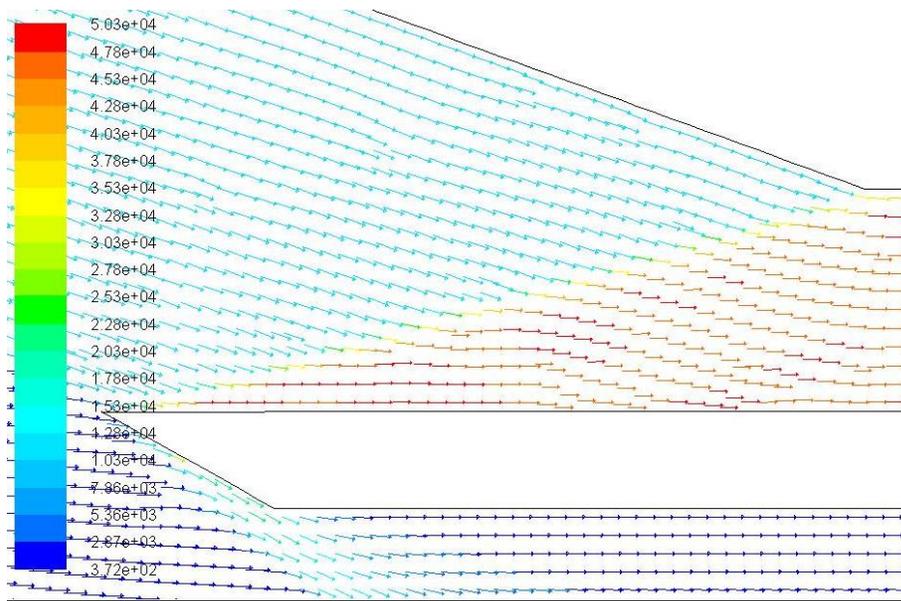


Figura48. Esquema vectorial del flujo.

8. ANÁLISIS DE RESULTADOS

A continuación son presentados los resultados teóricos en paralelo con los resultados obtenidos de las simulaciones computacionales (tabla 12)

(Tabla 12). Párelo de resultados teóricos y resultados computacionales.

VARIABLES CALCULADAS					
teoría			Simulación computacional		
Φ	3,78		Φ	3,79	
T1 /T0	2,34		T1 /T0	2,37	
T1	527,7994	K	T1	534	K
T2 /T1	1,63		T2 /T1	1,6	
T2	852,5719	K	T2	855	K
T3 /T2	3,6543		T3 /T2	1,02	
T3	3115,55	K	T3	872	K
T5/T3	0,56		T5/T3	0,46	
T5	1745,84	K	T5	399	K
M1	3,2408		M1	3,26	
M2	2,14		M2	2,15	
M3	1,0483		M3	2,05	
M5	2,8		M5	3,9	
P1 /P0	8,3246		P1 /P0	8,18	
P1	11654,45	Pa	P1	11450	Pa
P2 /P1	4,0872		P2 /P1	4,22	
P2	47634,2443	Pa	P2	48300	Pa
P3 /P2	1		P3 /P2	1	
P5/P0	1		P5/P0	1	

Los resultados obtenidos computacionalmente fueron muy similares a los resultados obtenidos teóricamente entre los puntos de referencia 0 hasta 2, en los puntos de referencia de 3 a 5 tienen una significativa diferencia, debido a que no fue simulado la combustión de hidrogeno. El porcentaje de diferencia entre los resultados son presentados en la tabla 13.

(Tabla 13). Porcentaje de diferencia entre análisis teórico y computacional.

PORCENTAJE DE DIFERENCIA.	
Φ	0,263852243
T1 /T0	1,265822785
T1	1,161161049
T2 /T1	1,875
T2	0,283988304
T3 /T2	258,2647059
T3	257,287844
T5/T3	21,73913043
T5	337,5538847
M1	0,588957055
M2	0,465116279
M3	48,86341463
M5	28,20512821
P1 /P0	1,767726161
P1	1,78558952
P2 /P1	3,146919431
P2	1,37837619
P3 /P2	0
P5/P0	0

Las casillas más oscuras son observadas los altísimos porcentajes de diferencia de los puntos de referencia 2 hasta 5.

CONCLUSIONES

1. La literatura abierta que aborda el tema de motores de combustión supersónica y vehículos de propulsión hipersónica, sus aplicaciones y estado del arte, es realmente poca en Colombia y generalmente de difícil acceso, por esta razón, este documento provee una recopilación del estado del arte y las aplicaciones en el mundo de los motores a reacción de combustión supersónica "Scramjet".
2. Actualmente la tecnología "Scramjet" se encuentra en desarrollo y los vehículos ya desarrollados son realmente demostradores de tecnologías, los cuales aun están en pruebas y muy pocos han realizado una prueba de vuelo real.
3. El hecho que el oxidante para la combustión, sea tomado de la atmosfera, hace la tecnología Scramjet, tener un mejor aprovechamiento de carga útil, a diferencia de los cohetes que el peso del vehículo es aproximadamente el 90% distribuido entre combustible y carcasa, lo que en principio hace más eficiente al motor Scramjet.
4. Debido que los motores Scramjet no poseen partes móviles, no pueden generar empuje inicial para alcanzar la velocidad requerida para su ignición, entretanto será necesario utilizar sistemas adicionales de empuje inicial.
5. En este documento es abordado el tema del diseño conceptual y preliminar, y teóricamente el comportamiento aerodinámico del flujo a través del proceso de funcionamiento del motor, desde la compresión pasando por la combustión y finalmente el proceso de expansión, realmente el motor es necesariamente integrado al vehículo de tal forma que la parte frontal y posterior del vehículo son las encargadas de la compresión y la expansión del flujo respectivamente.
6. El motor es integrado al vehículo, evitando protuberancias que puedan perturbar la dirección del fluido.
7. El flujo es asumido como gas perfecto, no viscoso, y paralelo al vehículo, inicialmente aire en condiciones de presión temperatura y densidad a 28,956km (95000 ft) de altitud, con el vehículo volando a de 5,6 Mach, en la cámara de combustión, el aire y el combustible escogido, en este caso hidrogeno el cual es añadido en la cámara de combustión donde hace ignición debido a la presión dinámica y alta temperatura del fluido, en ese punto, mantienen velocidades supersónicas, posteriormente el flujo es expandido a Mach 2,8 por un dispositivo de expansión asumido como una tobera divergente simple.
8. la máxima temperatura presentada en el proceso de funcionamiento del vehículo, es encontrada en la cámara de combustión cerca de 3115 K, por esta razón los materiales en la cámara de combustión, deben tener una resistencia térmica, y se ha optado por refrigerar la cámara de combustión con el combustible

de hidrogeno recorriendo alrededor de la cámara de combustión como un intercambiador de calor (Vehículo X-51. NASA).

9. A través del proceso de funcionamiento del motor integrado al vehículo, es necesario tener en cuenta principalmente la teoría del comportamiento de fluidos compresibles a velocidades hipersónicas, donde tienen lugar significativamente la teoría de ondas de choque normal, oblicuas, y reflejadas, las cuales son las encargadas de proporcionar la compresión del fluido necesaria para alcanzar las propiedades requeridas para la ignición del combustible. A la salida del motor normalmente son encontrados angulos de deflexión negativos con respecto a la dirección del fluido, de tal manera que se presentan ondas de expansión, las cuales tienen la característica de aumentar la velocidad del fluido. Por lo tanto la geometría del vehículo es un parámetro de diseño principal.

10. En las simulaciones presentan el comportamiento del fluido hace efectiva las propiedades de cada tipo de onda de choque oblicua, reflejada y de expansión, aumentando la densidad, presión y temperatura des pues de las onda de choque oblicua y reflejada, pero disminuyendo el número del Mach del fluido, por el contrario las ondas de expansión disminuyen la presión, temperatura y densidad del fluido pero el numero de Mach de directamente después de la onda de expansión es mayor.

11. aunque las simulaciones atienden las propiedades de cada tipo onda de choque, magnitud de los resultados encontrados aunque cercanos, no fueron iguales a los calculados, en primer lugar el rango de precisión utilizado na fue optimo, de esta forma tiene lugar un incremento en el porcentaje de diferencia entre los resultados, en segundo lugar no fue simulado el suministro de combustible y por esa razón la presión, temperatura y velocidad no alcanzan los valores calculados teóricamente en la cámara de combustión y en la salida del motor.

12. el diseño de la entrada del motor donde tiene lugar la sección de compresión externa e interna, es la más relevante en el estudio de los motores Scramjet, debido que es donde tienen lugar los fenómenos aerotermodinámico que proporcionan las condiciones iniciales para la ignición del motor.

13. Finalmente se debe resaltar el hecho de que el desarrollo del motor fue netamente teórico, y las consideraciones del gas y la interacción con el vehículo es totalmente ideal, lo cual desprecia importantes variables de estudio, que influyen en el rendimiento real del motor.

RECOMENDACIONES.

En el momento de abordar un diseño con tecnología Scramjet, deben ser aclarados los conceptos de régimen hipersónico, fluido compresible, ondas de choque oblicua, reflejada y ondas de expansión. Además de esto debería tenerse en cuenta los efectos del gas real a velocidades hipersónicas, los efectos de la viscosidad, el intercambio de calor con las el fuselaje, etc., estos fenómenos no fueron tenidos en cuenta en esta investigación, pero serian de gran ayuda para la comunidad científica un análisis más profundo y de ser posible acompañar el análisis de simulaciones reales en túneles de choque.

Referencias

1. 2. El-Sayed, A. F. (2008). *AIRCRAFT PROPULSION and GAS TURBINE ENGINES* (p. 29). Boca Raton: CRC Perss.
3. Segal, C. (2009). *THE SCRAMJET ENGINE: processes and characteristics* (p. 2). Nueva York: Cambridge University Press.
4. *BOEING FRONTIERS ONLINE*. s.f. http://www.boeing.com/news/frontiers/archive/2002/september/i_tt.html (último acceso: 02 de Febrero de 2012).
5. *PRATT & WHITNEY A United Thecnologies Company*. s.f. http://www.pw.utc.com/products/pwr/propulsion_solutions/hypersonics.asp (último acceso: 02 de febrero de 2012)
6. *(Federal Aviation Administration)*. s.f. http://www.faa.gov/regulations_policies/faa_regulations/ (último acceso: febrero de 2012).
7. Garzón, Javier Iván Delgado. «El Manual de Doctrina Básica FAC - 003 Versión 2010: vistazo a la revisión de los principios y virtudes, base de la filosofía institucional FAC.» *TAKTIKA*, 2010: 3:7-19.
8. Ricco, Phillippe. *Aérostories*. 2001. <http://aerostories.free.fr/constructeurs/leduc/page8.html> (último acceso: 17 de septiembre de 2011).
9. 11. 18. Ronald, Fray S. «A century of Ramjet Propulsion Technology Evolution.» *Journal of Propulsion and Power*, 2004: 20(19):57-58.
10. Drummond. J, Cockrell. C, Pellett. G, Diskin. G, Auslender. H, Exton. R , Guy. R, Hoppe. J, Puster. R, Clayton. R, Trexler, C, y Volland. R. *Hypersonic Airbreathing Propulsion An Aerodynamics, Aerothermodynamics, and Acoustics Competency White Paper*. Hampton, Virginia.: NASA/TM-2002-211951., 2002.
12. Musielak, Dora. *Moving faster towards the Future. HIGH SPEED AIR BREATHING PROPULSION 2010*, Estados Unidos: AIAA HSABP TC Communications, 2010.
13. *X-51A powered by Pratt And Whitney Rocketdyne*. (s.f.). Recuperado el 22 de septiembre de 2011, de <http://www.pwrhypersonics.com/>

- 14.16. Roland, Randall T., Lawrence D. Huebner, y Charles R. McClinton. *X-43A HYPERSONIC VEHICLE TECHNOLOGY DEVELOPMENT*. Hampton, Estados Unidos: NASA Langley Research Center, 2001
15. instituto de estudios avanzados. s.f. <http://www.ieav.cta.br/> (último acceso: 15 de septiembre de 2011).
17. Fuente: Pachon, S. N., & Rodríguez, I. F. (2012). Propulsion Air-Breathing, Scramjet. *Coningenio*, No.6, ISSN 1909-9142.
19. Segal, C. (2009). cycle analysis and energy management. En *THE SCRAMJET ENGINE: processes and characteristics* (págs. 62-76). Nueva York: Cambridge University Press
20. (RESEARCH AND TECHNOLOGY ORGANISATION, 2006)
21. 23. 25. ROBERTS, K. N. (agosto de 2008). ANALYSIS AND DESIGN OF A HYPERSONIC SCRAMJET ENGINE. Texas, Arlington, United States
22. Mattingly, J. D. (1996). elements of gas turbine propulsion. New York: McGrawHill
- 24.29. (John D. Anderson, 1990) Jhon D. Anderson, J. (1990). Hypersonic Flow. En *MODERN COMPRESSIBLE FLOW* (págs. 472,473). United States: McGraw-Hill, Inc
25. Segal, Corin. *THE SCRAMJET ENGINE: processes and characteristics*. Nueva York: Cambridge University Press, 2009
- 26.29. 30.¹ Pratt, W. H. (1994). *Hypersonic Airbreathing Propulsion*. United State: AIAA Education series.
31. (1976). Systeme International (SI) Units. En *U.S. STANDARD ATMOSPHERE*.